

# **Untersuchung der Schadensinitiierung doppelschaliger Rumpfpaneele unter crashrelevanter Druck-Biege-Belastung**

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrt und Geodäsie  
der Universität Stuttgart zur Erlangung der Würde  
eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)  
genehmigte Abhandlung

vorgelegt von

**Ralf Michael Sturm**

aus Regensburg

Hauptberichter:

Mitberichter:

Tag der mündlichen Prüfung:

Prof. Dr.-Ing. H. Voggenreiter

Prof. Dr.-Ing. H. Reimerdes

18.Dezember.2015

Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart  
2016



# Danksagung

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit am Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt. Bedanken möchte ich mich für die finanzielle Förderung, die ich aus den nationalen Luftfahrtforschungsprogrammen erhielt, in denen die Potentiale innovativer Bauweisen für die nächste Flugzeuggeneration abgeschätzt wurden. Hierbei wurde unter anderem nach innovativen Strategien zur Erhöhung der Crashesicherheit gesucht, was es mir somit ermöglichte, die interessante Fragestellung einer doppelschaligen Rumpfstruktur unter Crash im Detail zu analysieren. Weiterhin möchte ich mich bei der Helmholtz-Gemeinschaft bedanken, die über Förderungsmöglichkeit von Vernetzungsinitiativen zwischen Universitäten und Großforschungseinrichtungen ein Umfeld für kooperative Forschungsarbeiten mit der Universität Stuttgart schuf, um in Kooperation das Potential der Faltkerntechnologie zu erforschen.

Mein Dank gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. Voggenreiter für die Betreuung und Unterstützung meiner Arbeit und die Übernahme des Hauptreferats. Für die Übernahme des Koreferat bedanke ich mich bei Herrn Prof. Dr.-Ing. Reimerdes. Ebenfalls bedanken möchte ich mich bei Herrn Dr. Johnson, der mit seiner fachlichen Kompetenz wesentlich zum Gelingen der Arbeit beitrug.

Bedanken möchte ich mich bei meinen Kollegen der Abteilung „Strukturelle Integrität“, die mit ihrer kollegialen Art ein für die Wissenschaft förderliches Arbeitsumfeld schufen und mit ihren Diskussionsbeiträgen fruchtbare Ideen und Anregungen gaben. Stellvertretend möchte ich meinen Kollegen Dr.-Ing. M. Waimer hervorheben, der als wichtiger Diskussionspartner mich mit wertvollen Anregungen unterstützte.

Danken möchte ich auch der Fakultät der Luft- und Raumfahrt und Geodäsie der Universität Stuttgart, mit der die offenen Fragestellungen der Faltkerntechnologie in enger Kooperation bearbeitet wurden. Stellvertretend möchte ich die Zusammenarbeit mit den wissenschaftlichen Mitarbeitern Dipl. -Ing. Kerle und Dr.-Ing. Klett betonen, die mit dem Bau der Kernstrukturen zu der technologischen Umsetzung der Faltkernttriggerung beitrugen.

Bedanken möchte ich mich ebenfalls bei Dr.-Ing. S. Kilchert, dessen numerische Forschungsarbeiten eine gute Startbasis für die durchgeführten Studien boten. Auch den studentischen Hilfskräften Ch. Schaub, P. Schatrow und N. Prange, die mich bei der Validierung der simulatorischen Ansätze durch das Anfertigen ihrer Studienarbeiten unterstützten, gilt mein Dank.

Der abschließende, besondere Dank gebührt meiner Familie und insbesondere meiner Frau Jacinthe, deren unermüdliche Unterstützung und Rückhalt es mir ermöglichte, diese Arbeit durchzuführen und zu vollenden.



# Inhaltsverzeichnis

<b>Abkürzungen.....</b>	<b>8</b>
<b>Kurzfassung .....</b>	<b>10</b>
<b>Abstract .....</b>	<b>12</b>
 <b>1. Einleitung .....</b>	 <b>14</b>
1.1.    Leichtbaupotentiale bei Flugzeugen.....	14
1.2.    Doppelschalige Rumpfkonzpte.....	17
1.3.    Grundlagen der Faltkernberechnung.....	20
1.4.    Crashzertifizierung im Flugzeugbau.....	25
1.5.    Crashszenarien von Rumpfsektionen.....	30
1.6.    Stand der Technik.....	36
1.7.    Ziel und Umfang der Arbeit.....	44
 <b>2. Ermittlung des Strukturversagens doppelschaliger Paneele unter     crashrelevanter Strukturbelastung .....</b>	 <b>47</b>
2.1.    Belastungen von Rumpfpaneelen unter Crashbelastung .....	47
2.2.    Versuchsaufbau für kombinierte Druck-Biege-Belastung .....	48
2.3.    Versagen eines ungestörten Sandwichpaneels unter Druck-Biegung.	57
2.4.    Bewertung der Ergebnisse .....	63
 <b>3. Kerntiggerkonzept für doppelschalige Rumpfpaneele.....</b>	 <b>65</b>
3.1.    Funktionsweise der Kerntiggerung.....	65
3.2.    Triggerintegration in den Faltkern.....	68
3.3.    Verifizierung des Triggerkonzepts.....	72

3.4.	Die Robustheit des Triggerkonzepts.....	79
3.5.	Photogrammetrische Messung der Dehnungsfelder im Kernbereich..	82
3.6.	Ursprung der Kerndruckkräfte.....	85
3.7.	Schlussfolgerungen .....	93

#### **4. Numerische Berechnung von Rumpfpaneelen unter Druck- Biegung..... 95**

4.1.	Grundlagen der Simulationsmethodik.....	95
4.2.	Implizite Analysen zur Ermittlung der Paneellasten.....	100
	4.2.1. Faltkerncharakterisierung mit Hilfe der expliziten Simulation	102
	4.2.2. Entwicklung einer Versagenshypothese für Faltstrukturen.....	106
	4.2.3. Validierung der impliziten Simulationsmethodik.....	110
4.3.	Explizite Berechnung der Paneelschädigung .....	117
	4.3.1. Validierung der expliziten Simulationsmethodik.....	119
	4.3.2. Identifikation des Einflusses vorgeschädigter Prägekanten...	123
4.4.	Überprüfung der Kerntriggerung auf öffnende Momentlast.....	129
4.5.	Einfluss versteifender Strukturen auf das Kerntriggerkonzept.....	131
4.6.	Schlussfolgerungen .....	138

#### **5. Crashuntersuchung an einer doppelschaligen Rumpfsektion..... 140**

5.1.	Modellbeschreibung der generischen Rumpfsektion.....	140
5.2.	Homogenisierte Materialmodellierung der Faltkernstrukturen.....	146
5.3.	Explizite Crashuntersuchungen.....	150

<b>6. Zusammenfassung .....</b>	<b>159</b>
6.1.    Ergebnisse.....	159
6.2.    Perspektiven.....	161
 <b>Appendix A: Validierung der Simulationsmethoden an dem Druck- Biege-Experiment mit einem A-Wert von 180 mm.....</b>	 <b>163</b>
<b>Appendix B: Fehlerabschätzung.....</b>	<b>166</b>
<b>Appendix C: Messaufbau und Vorrichtungsdesign.....</b>	<b>182</b>
<b>Appendix D: Berechnungsinformationen.....</b>	<b>185</b>
 <b>Literaturverzeichnis.....</b>	 <b>186</b>

# Abkürzungen

2D	Zwei-dimensional
3D	Drei-dimensional
AFK	Aramidfaserverstärkter Kunststoff
APDL	Ansys Parmeter Design Language
BK	Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung (DLR – Stuttgart)
CELPACT	Cellular Structures for Impact Performance
CF	Kohlefaser
CFK / CFRP	Kohlenfaserverstärkter Kunststoff
CRASURV	Commercial Aircraft – Design for Crash Survivability
CT	Computer tomography
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DOF	Freiheitsgrade
EA	Energieabsorption
EMIR	Engineering mehrfunktionaler Integralstrukturen CFK-Rumpf
FCT	Faltwaben-Kompressionstest
FEM	Finite Elemente Methode
FST	Faltwaben-Schubtest
FV	Faserverbund
FVK	Faserverstärkter Kunststoff
GFK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
HVI	High Velocity Impact
IA	Installation areas
ICU	Integrated Cargo Unit
IFB	Institut für Flugzeugbau (Universität Stuttgart)
LS	Laminate Set-up
MAT	Material
MKS	Mehrkörper Simulation
NDT	Non-Destructive Testing
SA	Single Aisle

SC	Special Condition
SoFi	Stinger outside Frame inside
UD	unidirektional
VeSCo	Ventible Shear Core

## Kurzfassung

Aufgrund der steigenden Treibstoffpreise spielt das Strukturgewicht eines Flugzeugs und somit der Leichtbau eine immer wichtigere Rolle. Nachdem das Einsatzgebiet von Faserverbundmaterialien erfolgreich auf den Rumpf in monolithischer Bauweise ausgedehnt werden konnte, wird ein weiteres Leichtbaupotential in der verbreiteten Anwendung der doppelschaligen Bauweise gesehen. Während derzeit Sandwichstrukturen auf Sekundärbauteile begrenzt sind, wird wegen dem hohem Gewichtsreduktionspotential versucht, diese faserverbundgerechte Bauweise auf Primärstrukturen wie den Rumpf auszudehnen. Jedoch fordern die Zertifizierungsbehörden den Nachweis der Erfüllung eines umfangreichen Anforderungskatalogs für die Zulassung eines neuen Werkstoffs, bevor dieser in Primärstrukturen wie z.B. Rumpf Anwendung finden darf.

Hierbei wird auch die Wahrung derzeitiger Sicherheitsstandards während Crashlandungen gefordert, wobei der Absorption der vertikalen kinetischen Energiekomponente durch die Struktur gemäß den Zertifizierungsvorschriften eine hohe Wichtung zugeordnet wird. Das im allgemeinen spröde Bruchverhalten kohlenstofffaserverstärkter Kunststoffe erschwert diesen Nachweis, da im Crashfall eines konventionellen Metallrumpfs der Großteil der kinetischen Energie durch Plastifizierung absorbiert wird. Um dennoch eine äquivalente Crashesicherheit nachweisen zu können, müssen für einen Rumpf aus Faserverbund-Materialien neue Energieabsorptionsstrategien gefunden werden.

In diesem Kontext soll mit der vorliegenden Arbeit ein Verständnis über die Phänomenologie der Schädigung doppelschaliger Rumpfstrukturen unter crashrelevanter Belastung aufgebaut werden, um in weiteren Schritten die Energieabsorptionspotentiale der doppelschaligen Rumpfbauweise abschätzen zu können. Hierfür wurden die experimentellen Rahmenbedingungen geschaffen, um das Versagen doppelschaliger Rumpfpaneele unter crashrelevanter Druck-Biege-Belastung zu testen. Mit Hilfe experimenteller Studien konnte Kernversagen als wichtiges Versagensmuster unter Crashlasten identifiziert werden. Da sich die Tragfähigkeit einer Sandwichstruktur zum größten Teil durch die Eigenschaften der Deckschichten definiert, wurde untersucht, in wieweit durch die Integration lokal geschwächter Kernbereiche das Versagen eines Sandwichpaneels gemäß einem benötigten Anforderungsprofil gesteuert werden könnte, ohne hierbei die statische Tragfähigkeit der Struktur signifikant zu beeinflussen. Über experimentelle Studien konnte die

Funktionsfähigkeit dieses Kerntriggerkonzepts nachgewiesen werden, wobei die Kernschwächung auf Druck gezielt in das Faltmuster integriert werden konnte.

Die Komplexität der Identifikation eines Faltmusters, das einerseits alle statischen Anforderungen erfüllt, andererseits jedoch unter Crashlast definiert versagt, bedingt eine rein virtuelle Auslegung des Kerntriggers. In numerischen Studien wurde untersucht, mit welcher Modellierungsmethodik eine virtuelle Triggerauslegung erfolgen könnte. Mit der entwickelten Auslegephilosophie unter Verwendung der impliziten Zeitintegrationsmethode konnten die komplexen Spannungszustände des Kerns sehr gut abgebildet und analysiert werden. Jedoch zeigt sich, dass das nichtlineare Materialverhalten des Kerns und die benötigte Versagensthypothese die Prognosefähigkeit begrenzen.

Bessere Resultate wurden unter der Verwendung der expliziten Zeitintegrationsmethode erhalten. Diese ermöglicht, mit geringem Zeitaufwand die Auswirkung veränderter Kernmuster auf das Paneelversagen qualitativ abzuschätzen. Dabei wird auf Grund der notwendigen Idealisierung des Faltkerns das Lastniveau in der Simulation jedoch leicht überschätzt. Des Weiteren wurde mit Hilfe der validierten Modellierungsmethodik die Auswirkung versteifender Strukturen auf die Kerntriggerung analysiert. Hierbei zeigt sich, dass das Versagen auch bei der doppelschaligen Rumpfbauweise nur über den Spant gesteuert werden und somit eine Steuerung der Crashkinematik nicht allein über den Einbau lokal geschwächter Kernbereiche erfolgen kann.

Abschließend wurde in ersten Crashanalysen die Crashesicherheit der doppelschaligen Rumpfbauweise virtuell abgeschätzt. Die entsprechenden Crashsimulationen an einer doppelschaligen Rumpfsektion ergaben, dass mit dieser Bauweise die Crashanforderungen erfüllt werden können, solange es dem Rumpf ermöglicht wird, kinetische Energie durch Ovalisierung aufzunehmen. Dabei kann es notwendig werden, über gezielt eingeleitetes Versagen der Rumpfpaneele Passagierlasten zu senken. Auch diese Studien führten zu dem Ergebnis, dass nur über die Spantstruktur Einfluss auf den Crashverlauf genommen werden kann.

## Abstract

Due to increasing fuel prices the significance of the structural weight has grown steadily with each generation of aircraft. Sandwich structures with composite facesheets are commonly recognized as a promising concept for structural airframe design of lightweight transport aircraft design due to their superior stiffness-to-weight ratio. Before a new airframe design can be applied on primary structures the certification authorities require extensive proof of equivalent safety standards to conventional aircraft design. Brittle failure mechanisms of CFRP structures make the verification of equivalent crashworthiness for CFRP fuselage concepts challenging since conventional metal fuselages absorb significant part of the kinetic energy by plastification. In order to maintain the required equivalent crashworthiness new strategies for energy absorption during crash have to be found.

In this context, the presented research thesis investigates the energy absorption capability of twin-walled fuselage panels under crash loads. Therefore, the failure of sandwich panels with aramid foldcore and fiber composite facesheets were tested experimentally under crash-relevant combination of compression and bending loads. A collapsing core was identified to be the failure mechanism for sandwich panels under this loading condition.

Since the sandwich failure is initiated by the core a trigger concept for CFRP composite sandwich panels was developed based on local modifications in the fold pattern of the core for controlled failure initiation. By adjusting locally the collapse strength of the core in normal direction position and failure load can be adapted according to the defined kinematic hinge requirements. Due to the flexibility of folded structures the reduction in the failure characteristic can be integrated locally in the fold pattern without influencing significantly the structural behaviour of the panel. The core trigger concept was validated by experiments testing triggered sandwich panels under the same crash relevant loads.

Since the high diversity of possible foldcore cell geometries does not allow experimental investigations to assess a fold pattern with the required failure characteristics simulation methodology are required which provide the possibility to adapt the fold pattern virtually to trigger requirements.

The developed simulation methodology using the implicit time integration scheme enabled a detailed analysis of the complex stress state of core under various loading conditions. However,



the neglect of material nonlinearity and the correlation deficits of the complex failure hypothesis limit the predictivity.

A better correlation between experiments and simulation was obtained using the explicit time integration scheme. Numerical simulation showed that the influence of a fold pattern modification on the failure characteristics can be investigated efficiently. However, due to the necessary idealization of the core, the simulation slightly overestimates the failure load of the core.

With the validated explicit simulation methodology it was further investigated numerically how stiffening structures like frames affect the core trigger concepts. The simulation indicates that the failure of a stiffened sandwich panel will be controlled by the damage initiation of the frame. Thus crash kinematics of a double skinned fuselage cannot be controlled by integration of core triggers alone.

Finally, numerical crash studies were conducted to assess the crashworthiness of a double skinned fuselage design. Simulations indicated that an aircraft with a double skinned fuselage could fulfil the crash requirements as long as the fuselage section is able to absorb the kinetic energy by ovalization. Furthermore the simulation underline that for a defined failure mechanics of fuselage panels the failure can only initiated by trigger mechanisms implemented in the frame.

# 1. Einleitung

## 1.1. Leichtbaupotential bei Flugzeugen

In der modernen Welt, in welcher die Endlichkeit der fossilen Ressourcen bekannt ist, spielt der Leichtbau eine immer wichtigere Rolle. Besonders in der Luft- und Raumfahrttechnik ist die Masse, die beschleunigt und transportiert werden muss, von immenser Bedeutung. Im Automobilbau darf wegen der Massenproduktion und dem Preiskampf die Gewichtseinsparung nur wenige Euro pro Kilogramm kosten. Im Flugzeugbau sind Kosten von hunderten von Euro pro Kilogramm Gewichtseinsparung immer noch wirtschaftlich. Jedes Kilogramm, das an Gewicht in einem Flugzeug eingespart wird, kann als zusätzliche Nutzlast befördert werden. Dies ist sowohl von ökologischer als auch ökonomischer Seite von Bedeutung, da ein weiterer Anstieg an Personen- und Gütertransport mit dem Flugzeug zu erwarten ist. Des Weiteren wird ein Produkt nur dann eine Chance auf dem Markt haben, wenn es gegenüber den Konkurrenzmodellen Vorteile aufweisen kann. Die resultierende Reduktion des Kraftstoffverbrauchs durch Gewichtseinsparung kann die Direct Operation Costs (DOC) senken, was einen Vorsprung zu den Konkurrenzprodukten liefern kann. Die Bedeutung des Gewichts wird durch die Endlichkeit der Ressourcen und den damit verbundenen kontinuierlichen Anstieg der Kraftstoffpreise weiter zunehmen.

Es gibt mehrere Möglichkeiten, das Gewicht einer Struktur zu optimieren. Als wichtigstes Kriterium ist die Wahl des Werkstoffs zu nennen. Der Werkstoff hat mit seiner Dichte und Steifigkeit einen direkten Einfluss auf das Gewicht. Nachdem für lange Zeit Metall, insbesondere Aluminiumlegierungen, der meist verbreitete Strukturwerkstoff im Flugzeugbau war, übernehmen die Faserverbund-Werkstoffe (FVW) eine zunehmend bedeutende Rolle. Hohe gewichtsspezifische Festigkeit und Steifigkeit, Fatigue-Beständigkeit, geringe Wärmeausdehnung, gute Dämpfungseigenschaften und zusätzliche Eigenschaften, wie konstruierbare Anisotropie und das Potential zur Herstellung von Integralstrukturen, sind wichtige Gründe für den Erfolg von FVW [20]. Die Überlegenheit von FVW in Festigkeit, Dichte und Steifigkeit in Faser Richtung gegenüber Aluminium ist in der folgenden Tabelle zu erkennen.

Material	Dichte [g/cm <sup>3</sup> ]	Längs – E-Modul [GPa]	Längs – Festigkeit [MPa]	Quer – E-Modul [GPa]	Quer – Festigkeit [MPa]
Rostfreier Stahl	7.9	196	200	196	200
Aluminium [2024]	2.7	73	300	73	300
S-Glas / Epoxy *	1.8	39	1060	8	30
Kohlenstoff / Epoxy *	1.6	180	1500	10	40
Aramid / Epoxy *	1.3	76	1400	6	12

\* Faservolumenanteil ( $v_f = 0.6 - 0.7$ )

Quelle: Zenkert [40]

Wegen ihrer gewichtspezifisch überlegenen Eigenschaften bieten sich Fasern aus Kohlenstoff als Verstärkungsmaterial in der Luftfahrt an. [44] Auf Grund der zu erzielenden Gewichtsersparnis steigt der strukturelle Anteil an faserverstärkten Kunststoffen in der Luft- und Raumfahrt stetig. In Abbildung 1.1 ist die zunehmende Anwendung von Verbundmaterialien im konventionellen Flugzeugbau dargestellt. Wurde durch die Verwendung von Verbundmaterialien in Klappen und Rudern bei dem Airbus A310 im Jahr 1983 nur ein gewichtsbezogener Anteil von 10% erreicht, so steigt dieser Anteil insbesondere in den neueren Flugzeuggenerationen stark an, wobei faserverstärkte Kunststoffe auch zunehmend bei primär tragenden Flugzeugstrukturen Anwendung finden. Bei dem Airbus A380 konnte durch die großflächige Verwendung von FVW im Bereich der Hecksektion und des Flügelkastens ein prozentualer Anteil an FVW von über 20% erreicht werden. Dass in der zunehmenden Verwendung von Faserverbundstrukturen noch weiteres Leichtbaupotenzial gesehen wird, wird in der Materialdefinition für die neueste Langstrecken - Verkehrsflugzeuggeneration von Boeing (787) und Airbus (A350 XWB) offensichtlich. Durch die Ausweitung von CFK als primär tragendes Material für Rumpf und Flügel wurde der prozentuale Anteil von FVW auf über 50% erhöht.

Jedoch bedingt eine Anwendung von FVW nicht direkt einen ökonomischen Vorteil und damit ein insgesamt verbessertes Produkt, da mit FVW auch einige Nachteile verbunden sind. Im Vergleich zu Aluminium ist bei FVW mit größeren Materialkosten zu rechnen und die Herstellung von Strukturen ist bei der Anwendung der Prepregtechnologie, welche die höchste strukturmechanische Effizienz bietet, mit längeren Taktzeiten und einer Zunahme von Arbeitskosten zu rechnen. Um dennoch wirtschaftlich und damit profitabel FVW zu verwenden, muss im Design der Komponenten von Beginn an eine faserverbundgerechte Bauweise bedacht werden.

## Share of Composite Components

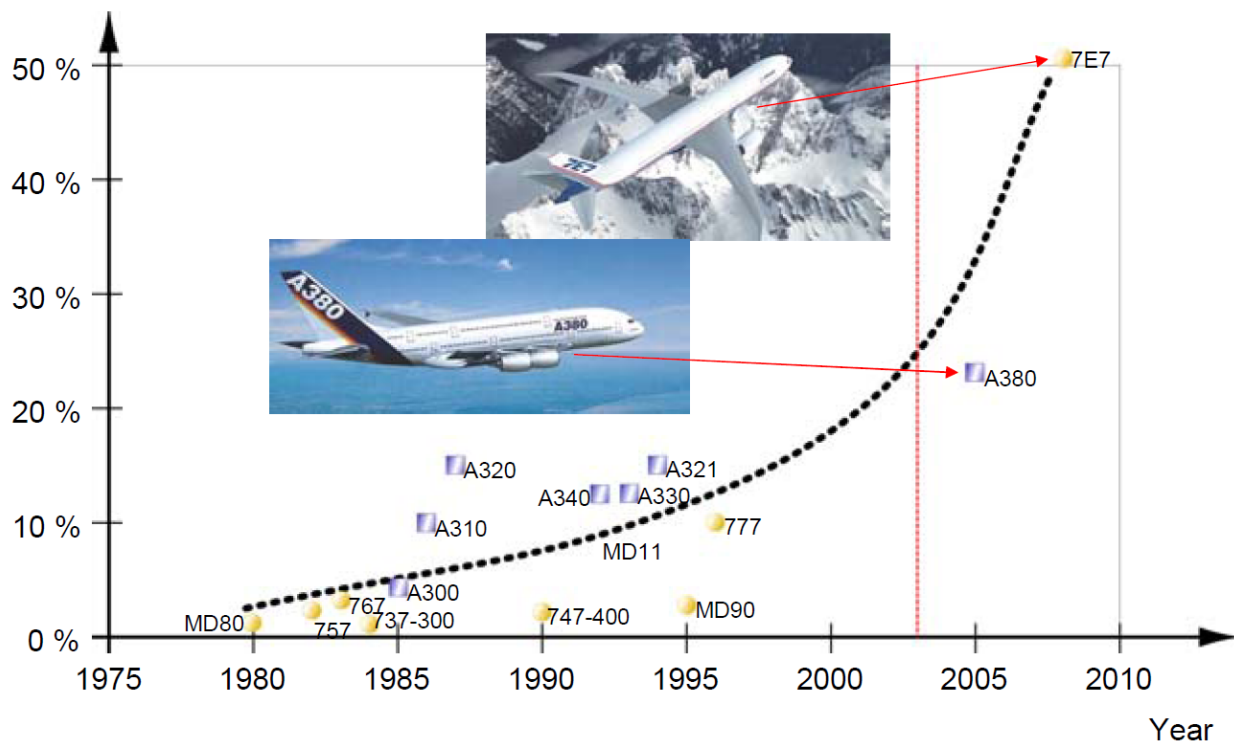


Abbildung 1.1: Der Gewichtsanteil von Strukturen aus faserverstärkten Kunststoffen im zivilen Flugzeugbau [15]

Durch eine integrale Bauweise können bei FVW mehrere Komponenten in ein FV Bauteil integriert werden, um die Befestigungs- und Verbindungselemente maßgeblich zu reduzieren. Angewendet wurde diese Strategie z.B. bei der Rumpfbauweise der 787. Anstatt der klassischen Schalenbauweise wurde eine Strategie gewählt, in der eine komplette Rumpftonne in einem Prozess gewickelt und im Härteprozess gleich mit den Längsversteifungen verbunden wird. Bei Airbus konnten durch die Verwendung von FVW zur Herstellung des hinteren Druckschotts die Bauteile signifikant reduziert werden. Aktuell wird das größte Kostenreduktionspotenzial bei FV Strukturen in der zunehmenden Automatisierung der Herstellungsprozesse und der Anwendung von verbesserten Textiltechniken gesehen.

Eine weitere Herausforderung hinsichtlich einer Ausweitung des Einsatzes von FVW bei primär tragenden Strukturbauteilen ist das komplexe Materialverhalten. Obwohl das Materialverhalten insbesondere durch die Anwendung der Computertechnologie immer besser vorhergesagt werden kann, sind derzeit die Berechnungsmethoden noch nicht in der Lage das Verhalten und das Versagen in kompletter Tiefe zu erfassen. Dies ist insbesondere von Bedeutung, da viele FV Materialien ein sprödes Bruchverhalten aufweisen und somit die Gefahr eines katastrophalen

Versagens ohne ein gutmütiges Materialfließen bestehen kann. Um ein solches Versagen für primär tragende Strukturen unter jedweder Lastkombination sicher auszuschließen, werden zusätzliche Sicherheitsfaktoren notwendig, die somit die Design-Grenzen und damit das Leichtbaupotential von FVW reduzieren.

## 1.2. Doppelschalige Rumpfkonzeppte

In der neuesten Flugzeuggeneration für Langstrecken (A350 XWB und B787) erfolgte die Zunahme an FVW primär durch zusätzliche Verwendung von FV Kunststoffen in Rumpf und Flügel, wobei die metallische Bauweise übernommen wurde und somit größtenteils Metalle durch FVW substituiert wurden. Insofern werden zwar die strukturmechanischen Vorteile von FVW zu Metallen ausgenützt, jedoch wirkt die differentielle Bauweise mit Clips und Cleats einer integralen faserverbundgerechten Bauweise entgegen. Das komplette Leichtbaupotenzial von FVW kann nur über das komplette Loslösen von den konventionellen Designstrategien ausgeschöpft werden. Insbesondere die Sandwichbauweise, welche sich durch zwei tragende Deckschichten und einem stützenden Kern definiert, bietet eine attraktive Möglichkeit die verbesserte strukturmechanischen Eigenschaften eines Sandwichverbundes mit einer faserverbundgerechten Bauweise zu verbinden [56][63].

Sandwichbauweise ist bereits heute im Flugzeugbau üblich. So wird diese unter anderem auch in Rumpfverkleidung, Landewerkturen, Radome und den Klappen des A380 verwendet. Jedoch handelt es sich nur um Sekundärstrukturen, die sich dadurch auszeichnen, dass ein Versagen dieser Strukturen zu keinem katastrophalen Schaden des Flugzeugs führt und somit ein Flugzeug auch bei geschädigter Struktur sicher gelandet werden kann.

Aufgrund des hohen Leichtbaupotenzials der Sandwichbauweise wird versucht, deren Anwendung auch auf Primärstrukturen wie den Rumpf auszudehnen. In dem national geförderten Projekt EMIR wurden hierfür unter der Führung von Airbus Konzeptstudien für die doppelschalige Rumpfbauweise entwickelt. Insbesondere zwei Bauweisen konnten für einen doppelschaligen Faserverbundrumpf identifiziert werden, deren Potenzial und Entwicklungsrisiken in weiteren Forschungsaktivitäten analysiert wurden.

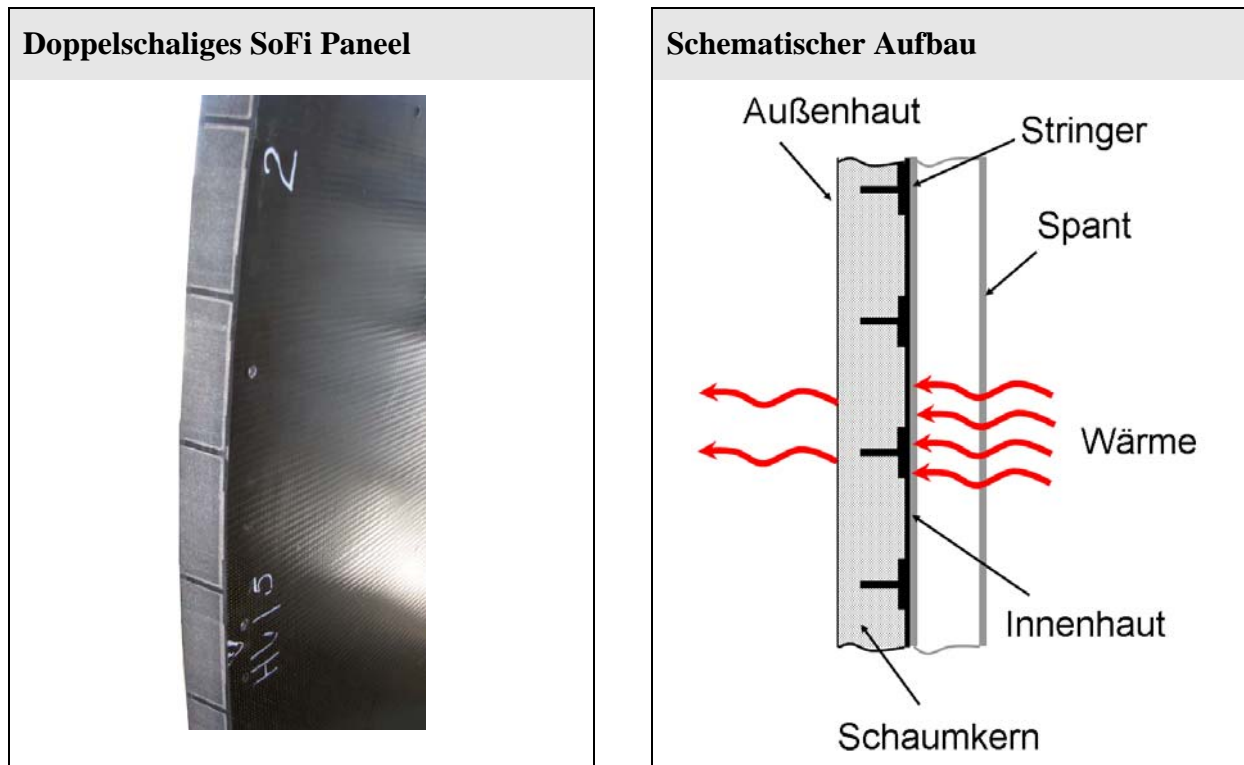


Abbildung 1.2: SoFi Konzept für doppelschalige Rumpfstrukturen

Bei dem SoFi-Konzept (Stringers outside Frames inside) handelt es sich um eine doppelschalige Bauweise, bei der die strukturellen Vorteile einer Sandwichkonstruktion nur in geringem Maße ausgenutzt werden. Das Konzept besteht aus einer sehr dünnen Außenhaut, welche die aerodynamische Kontur der Rumpftonne definiert.

Die kompletten Belastungen werden hingegen allein durch die innere Deckschicht getragen. Vorteilhaft ist die gegenseitige Anordnung von Spant und Stringer an der Haut (Abbildung 1.2). Hierdurch entfallen Kreuzungspunkte zwischen Stringer und Spanten, womit die Anzahl von Fügungen, Stützungen und Aussparungen erheblich reduziert werden kann. Zusätzliche Vorteile ergeben sich aus der thermisch isolierenden und energieabsorbierenden Eigenschaft des Schaumkerns. Die dünne nichttragende Außenhaut bietet zusätzlich die Funktion einer vereinfachten Detektion von Impactschäden, da Schäden an der Außenhaut visuell erkennbar sind und ein kritischer, nicht visuell detektierbarer Delaminationsschaden der tragenden inneren Deckschicht durch Impactlasten ausgeschlossen werden kann. Analysen der Bauweise ergaben jedoch nur ein geringes Leichtbaupotential, so dass das Konzept in den weiterfolgenden Studien in dieser Form nicht mehr weiter verfolgt wurde.

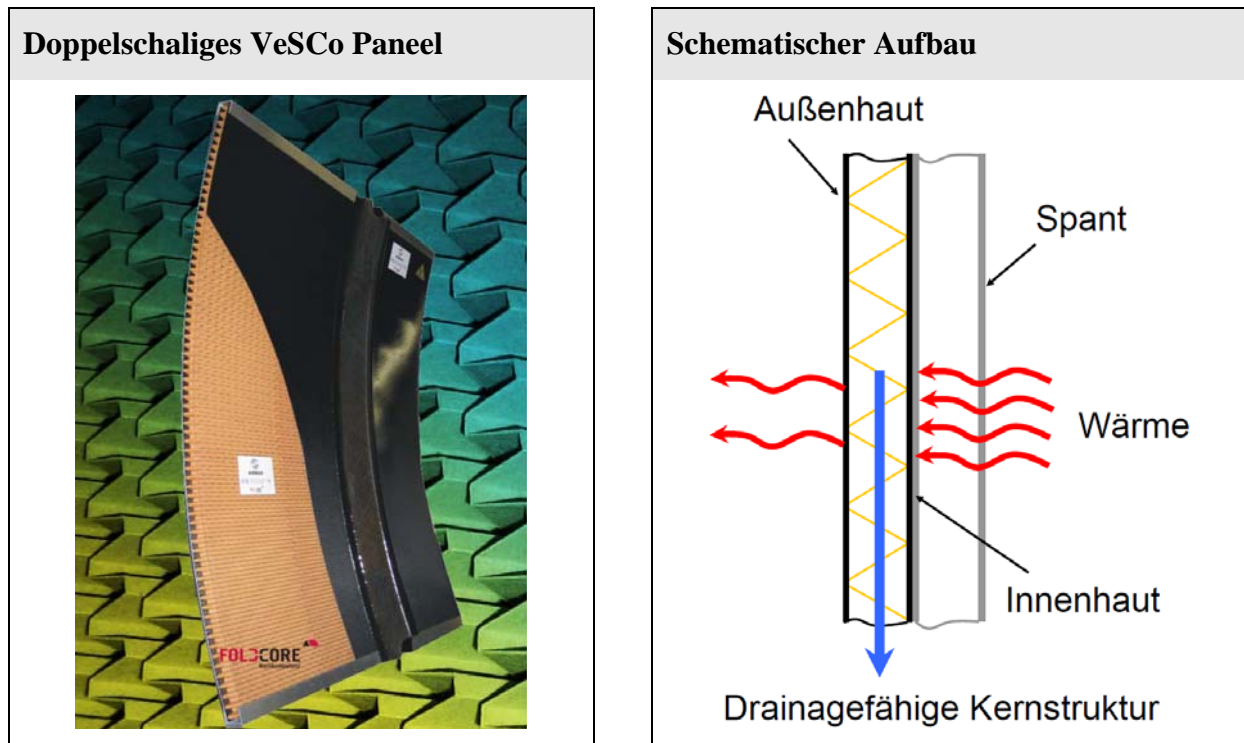


Abbildung 1.3: VeSCo Konzept für doppelschalige Rumpfstrukturen [Bild 14]

Im zweiten Ansatz, dem VeSCo - Konzept (Ventable Shear Core), kommen durch zwei tragende Deckschichten und einen schubsteifen Kernwerkstoff die strukturmechanischen Vorteile der Sandwichbauweise zum Tragen. In Abbildung 1.3 ist das VeSCo - Konzept schematisch dargestellt.

In diesem Rumpfkonzept kann auf Grund der stabilisierenden Funktion des Sandwichkerns auf Stringer zur Stabilisierung von Hautfeldern verzichtet werden und der Spantabstand im Vergleich zur metallischen Bauweise von 533 mm auf 1200 mm mehr als verdoppelt werden [76]. Somit bietet diese Bauweise das Potenzial, die Anzahl struktureller Komponenten im Rumpf signifikant zu reduzieren.

Ein weiterer Vorteil ist die Möglichkeit, den Taupunkt aktiv zwischen der Innen- und der Außenhaut zu positionieren. Somit gelangt das sich während des Flugbetriebs entwickelnde Kondensat nicht in das Flugzeug, womit Korrosion und Gewichtszunahme wegen Wasserablagerungen in Strukturkomponenten vorgebeugt werden kann. Dies bedingt jedoch einen belüftbaren Sandwichkern, in welchem das in der Kernstruktur kondensierte Wasser abfließt und somit aus dem Flugzeug wieder entfernt werden kann [21-23]. Als vielversprechende drainagefähige Kernstruktur hat sich der Faltkern herauskristallisiert. Die in Flugzeugen häufig eingesetzten Honeycombs sind wegen dem geschlossenen Zellendesign und der damit verbundenen fehlenden Drainagefähigkeit für diese Anwendung nicht geeignet. Da bei

diesem Rumpfkonzepth neben der Innenhaut auch die Außenhaut eine wichtige lasttragende Funktion übernimmt, bedingt diese Bauweise jedoch ein detailliertes Wissen über den Einfluss von Schäden auf die strukturellen Eigenschaften des Sandwichverbundes.

Hierfür werden Berechnungsansätze benötigt, um bei Eintritt eines Schadens in der Rumpfstruktur (z.B. bei Impactschaden durch Reifenteile) deren Resttragfestigkeit vorhersagen und damit ein sicheres Landen auch mit geschädigter Struktur nachweisen zu können. Diese Fragestellung wurde in dem europäisch geförderten Projekt CELPACT aufgegriffen und durch eine große Anzahl von Experimenten und Simulationen untersucht. Neben einem Nachweis der Robustheit gegen Impactschäden muss ein neuartiges Rumpfkonzepth auch eine ausreichende Crashesicherheit nachweisen. Unter Crashlasten erfährt die Rumpfstruktur großflächige Schäden. Die dabei absorbierte Energie ist ein wichtiges Merkmal für die Crashesicherheit von Flugzeugen.

### **1.3. Grundlagen der Faltkernberechnung**

Der umfangreiche Gestaltungsraum von Faltstrukturen und die Notwendigkeit, kritisches Strukturversagen innerhalb des statischen und dynamischen Anforderungsprofils auszuschließen, macht eine Berechnung von Faltkerneigenschaften zwingend notwendig. Für die Berechnung von Faltkernen kann wegen ihrem zellularen Aufbau aus einem dünnwandigen Material auf das vorhandene Wissen im Bereich der Honigwabenberechnung zurückgegriffen werden. Somit können zur Berechnung von Faltkernen drei unterschiedliche Modellierungsstrategien angewandt werden, wobei nur in dem mehrlagigen Modellierungsansatz auf die detaillierte Papiercharakteristik eingegangen wird.

#### **Homogenisierte Modellierung**

Bei einer homogenisierten Modellierung werden die globalen Kerneigenschaften in Volumenelemente verschmiert, womit eine detaillierte Modellierung der Kernstruktur nicht mehr notwendig ist. Damit sind für eine Materialbeschreibung die globalen Kerncharakteristika in den verschiedenen Belastungsrichtungen ausreichend. Die wichtigsten Vorteile dieser Methode sind die einfache Materialdefinition und die geringe Rechenzeit. In Studien von Aktay et al. [48] [49], Johnson und Pentecote [50] und Heimbs et al. [52] wurden mit Hilfe der homogenisierten Modellierung Impact- und Crashlasten auf Sandwichstrukturen mit Honigwabenkernen analysiert. In den Studien konnte die Schädigung mit Hilfe der homogenisierten Modellierung grob abgeschätzt werden, jedoch wurden auch die Grenzen dieses Modellierungsansatzes



aufgezeigt, die insbesondere bei Kernen, die auf Grund von Instabilitäten versagen, zum Tragen kommen. Insbesondere bei Kernen mit Instabilitätsversagen enthält der Spannungs-Dehnungsverlauf einen charakteristischen Abfall der Kernfestigkeit bei Schädigung. Auf Grund der Festigkeitsdegradation einzelner Elementschichten können sich die anliegenden Elemente wieder entspannen. Erst die Kompaktierung der geschädigten Elementreihe führt bei weiterer Komprimierung des Kerns zu einem Wiederkehren der Versagensspannung und somit zur Schädigung der darauffolgenden Elementschichten. Dieses unrealistische Verhalten ist in der Verschmierung der globalen Kerneigenschaften in jedes Volumenelement begründet und limitiert die Anwendung der homogenisierten Modellierungsmethodik.

### **Elastisch - plastische Modellierung**

Um eine Schädigung von Honigwaben bzw. Faltkernen korrekt abbilden zu können, ist eine detaillierte Modellierung der Kernstruktur notwendig. Diese Modellierung bedingt jedoch ein genaues Verständnis über das Material, um eine Beschreibung des Materialverhaltens zu ermöglichen. Wie bei Kilchert [43] detailliert beschrieben, ist die experimentelle Ermittlung von Eigenschaften dünnwandiger Materialien wie Papieren technisch sehr aufwendig. Zur Beschreibung von Aramidpapier aus denen häufig Honigwaben und Faltkerne bestehen, kann eine vereinfachte Vorgehensweise angewendet werden, in der das komplexe Materialverhalten des Aramidpapiers durch eine rein elastisch-plastische Materialbeschreibung angenähert wird. Heimbs [47] und Aktay et al. [49] konnten zeigen, dass mit dieser Methodik die Komprimierungsvorgänge von Honigwaben aus Aramidpapier abgeschätzt werden können. Die Ermittlung der Materialeigenschaften erfolgt primär über Kalibrierungsvorgänge an globalen Schub- bzw. Drucktests. In numerischen Studien konnten Sturm, Waimer und Nguyen et. al. [41] [42][51] diese Methodik erfolgreich auf Faltkerne übertragen. Obwohl mit dieser Modellierungsmethode das Aramidpapier nicht in seiner kompletten Tiefe erfasst wird, ist das Strukturverhalten unter unterschiedlichen Belastungsarten - z.B. verschiedenen Impactszenarien - vorhersagbar, sofern eine gute Korrelation der makroskopischen Kerneigenschaften mit der vereinfachten Papierbeschreibung gefunden und nachgewiesen wird.

Der Vorteil dieser Modellierungsmethodik liegt in der relativ schnellen Umsetzbarkeit und der geringen Anzahl an experimentellen Tests, die zur Materialdefinition und Validierung benötigt werden. Der größte Nachteil resultiert aus der begrenzten Anwendbarkeit. Da die Materialeigenschaften nur für das jeweilige Faltmuster kalibriert werden, ist eine virtuelle Ermittlung der Kerneigenschaften mit verändertem Faltmuster mit diesem Vorgehen nur sehr begrenzt möglich.

## Mehrlagiger Modellierungsansatz

In dem durch die EU geförderten Projekt CELPACT wurde versucht diese Lücke zu schließen und eine Materialbeschreibung zu finden, die eine virtuelle Kerncharakterisierung ermöglicht. In dem entwickelten mehrlagigen Modellierungsansatz wird die Inhomogenität über die Papierdicke, die sich aus der mittigen Anordnung der Fasern und der anliegenden Matrixschicht ergibt, abgebildet. Die Simulationsumgebungen bieten Materialbeschreibungen an, die eine Berechnung geschichteter Materialien ermöglichen. Auf diese zur Beschreibung von Composite üblichen Materialbeschreibungen wurde in der mehrlagige Modellierungsmethodik zurückgegriffen. Innerhalb des CELPACT Projekts wurde diese Materialmodellentwicklung für die PAM-CRASH Umgebung von Kilchert durchgeführt und an Hand zahlreicher quasistatischer und dynamischer Lastfälle validiert [43]. Die Beschreibung des Papiers erfolgte mit dem PAM-CRASH UD Bi-Phase Materialmodell (MAT 131/Ply-Typ 0), in dem Faser- und Matrixcharakteristik separat beschrieben werden können [53][54][55]. Zur Beschreibung des Papierverhaltens wurde das Materialmodell auf die Matrixphase reduziert, womit jede Schicht allein über die Eingabe orthotroper Steifigkeiten und orthotropem Schädigungsverhalten definiert wird.

Die Beschreibung der jeweiligen Schädigungscharakteristika muss über Kalibrierungsvorgänge über alle Papierschichten erfolgen. Daraus resultiert auch der größte Nachteil des mehrschichtigen Modellierungsansatzes.

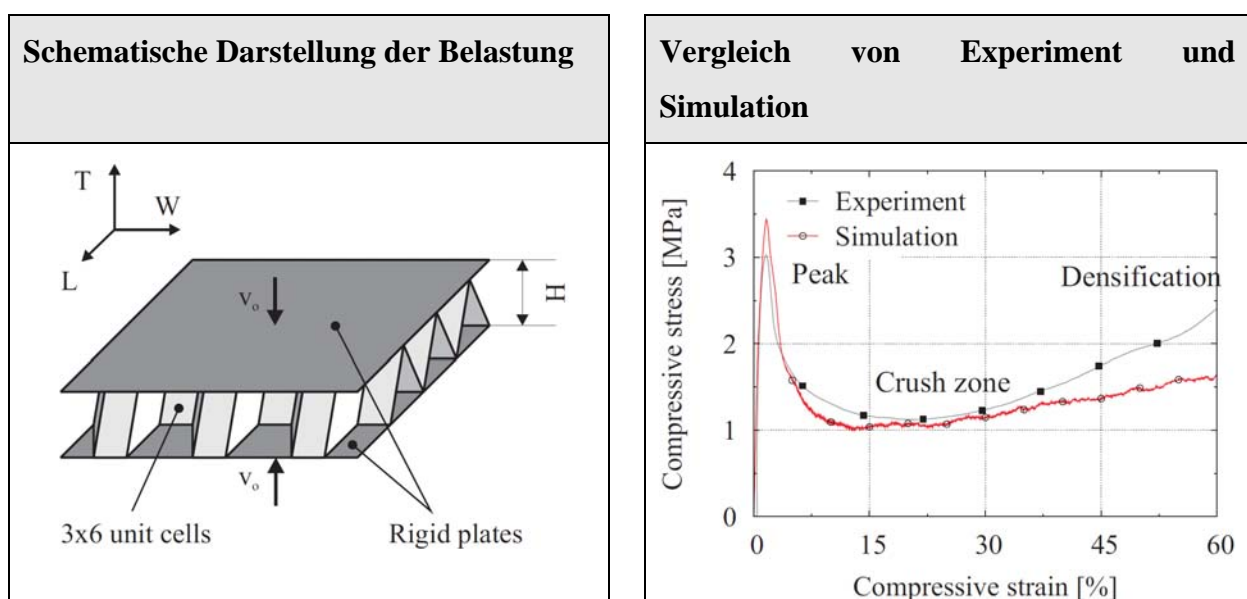


Abbildung 1.4: Validierungsstudien des mehrlagigen Modellierungsansatzes unter Druck [43]

Durch die mehrschichtige Repräsentation des Papiers erhöht sich auch die Anzahl der zur Beschreibung notwendigen Parameter, die für jede Papierart neu ermittelt und angepasst werden müssen.

Im Projekt CELPACT wurde für eine aramidverstärkte Papierart ein mehrschichtiges Materialmodell entwickelt und anhand umfangreicher Material- und Impacttests validiert [45] [46]. Ein Abgleich des Kompressionsverhaltens zwischen Simulation und Experiment ist für den im CELPACT Projekt untersuchten Faltkern in Abbildung 1.4. dargestellt. Hieraus ist ersichtlich, dass Steifigkeit und Kompressionsverhalten über große Bereiche sehr gut abgebildet werden können. Jedoch zeigt die Simulation insbesondere bei der Berechnung des Kraftniveaus bei Schadensinitiierung, somit der Kernfestigkeit, im Vergleich zum Experiment überhöhte Werte. Nach Kilchert [43] wird die Ursache in der vereinfachten und idealisierten Beschreibung des Aramidpapiers vermutet. In der numerischen Abbildung wird von einer homogenen, über das Papier einheitlichen Materialcharakteristik ausgegangen. Dies widerspricht jedoch den mikroskopischen Aufnahmen des Papiers, welche umfangreiche Fehlstellen bzw. lokale Schädigungen aufzeigen. Insbesondere die in Abbildung 1.5 dargestellte Schädigung der Kantenbereiche durch den Prägeprozess wird in der numerischen Berechnung komplett vernachlässigt.

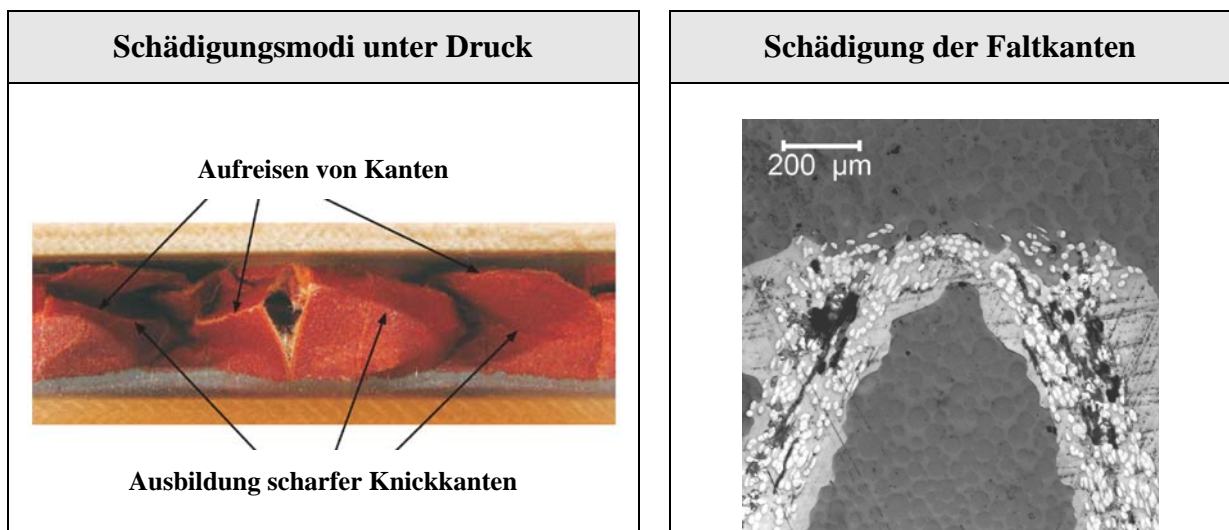


Abbildung 1.5: Schädigungen der Faltekanten durch den Prägeprozess [43]

Derselbe Effekt einer überhöhten Versagensspannung zeigt sich auch in der Berechnung des Kernversagens auf Schub. Wie in Abbildung 1.6 ersichtlich, ergibt die Simulation bei der virtuellen Ermittlung der Kernschubcharakteristik überhöhte Spannungswerte bei Schadensinitiierung.

Die innerhalb des CELPACT Projekts durchgeführten Validierungsexperimente zeigten jedoch, dass die entwickelte Modellierungsmethodik trotz der identifizierten Einschränkungen aufgrund der begrenzten Abbildbarkeit der Kernfestigkeit ein robustes Vorhersagen von Impactschäden ermöglicht. Auch erste Optimierungsstudien zur Identifikation einer verbesserten Faltkerngeometrie sind dank des hohen Reife- und Validierungsgrads der Materialbeschreibung möglich.

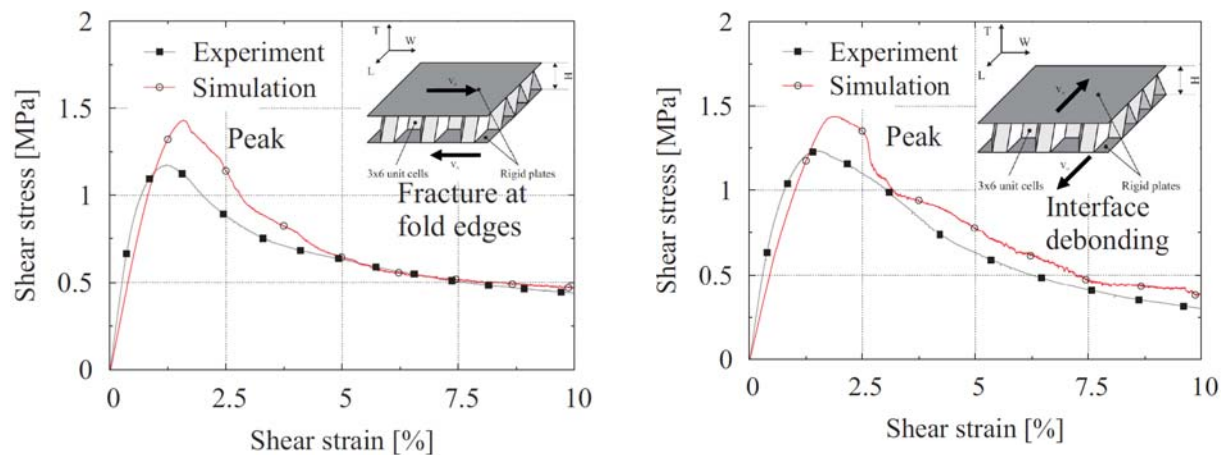


Abbildung 1.6: Validierungsstudien des mehrlagigen Modellierungsansatzes unter Schub [43]

Für alle innerhalb dieser Arbeit durchgeführten numerischen Studien wurde die in CELPACT entwickelte Papierbeschreibung verwendet, da die verwendeten Faltkerne aus demselben Aramidpapier bestanden. Somit konnte bei virtuellen Untersuchungen auf ein Materialmodell zurückgegriffen werden, dessen Qualität mit Hilfe umfangreicher Validierungsstudien nachgewiesen wurde. Im Unterschied zu Impactanalysen ist bei der Berechnung eines Triggermechanismus nicht das Energieabsorptionsvermögen, sondern die Abbildung der Kernfestigkeit von Interesse. Da die Validierungsstudien an dem von Kilchert entwickelten Materialmodell bei der Berechnung der Schadensinitiierung um circa 15% überhöhte Spannungswerte ergaben, muss dies innerhalb dieser Arbeit in der Auswertung der simulatorischen Studien als systematische Fehlerquelle berücksichtigt werden.

## 1.4. Crashzertifizierung im Flugzeugbau

Trotz hohen technologischen Standards und des geforderten engmaschigen Netzes von Wartungsintervallen für Transportflugzeuge können Notfälle während ihres Einsatzes nicht komplett ausgeschlossen werden. Die sich entwickelnden Notfälle können ihren Ursprung sowohl im Material- oder Systemversagen, als auch in der Zerstörung von Flugzeugkomponenten durch den Einschlag hochenergetischer Objekte oder fehlerhaftem Verhalten der Flugzeugcrew haben. Ein Fehlverhalten der Crew kann seinen Ursprung in der falschen Einschätzung der Position, der Lage oder des Treibstoffs haben. In manchen Fällen ist eine kontrollierte, sichere Landung nach der Realisierung des Notfalls nicht mehr möglich, wodurch das Flugzeug zu einer Not- bzw. Crashlandung gezwungen wird.

In dieser Situation hat neben dem strukturellen Versagen auch die Beschaffenheit des Untergrunds Auswirkung auf den Crashverlauf. Insbesondere in einen Aufschlag auf starren Untergrund wie Landebahnen (Crash) und einer Notwasserung (Ditching) muss unterschieden werden. Bei einer tiefergehenden Betrachtung müssten die Crashvorgänge auch noch in weitere Unterteilungen wie Erdwerk und Sand differenziert werden, wobei dieser Detaillierungsgrad von den Zertifizierungsbehörden nicht verlangt wird. Jedoch sind die auf die Struktur einwirkenden Belastungen und die physikalischen Vorgänge bei Crash und Ditching so unterschiedlich, dass für diese beiden Lastfälle eine komplett separate Zertifizierungsrouten gefordert wird.

Die Unterschiede in der strukturellen Belastung sind schematisch in Abbildung 1.7 dargestellt. Bei einem Crashvorgang werden die entstehende Kinematik, die strukturelle Belastung und die Überlebbbarkeit in besonderem Maße durch die Steifigkeits-, Festigkeits- und Massenverteilung sowie die vertikale Impactkomponente des Flugzeugs definiert. Die Einschlaglasten konzentrieren sich bei einem Aufprall auf einen starren Untergrund insbesondere an den versteiften Rumpfbereichen. Die entstehenden Belastungskonzentrationen in diesen Bereichen führen insbesondere zu einer Schädigung dieser stark belasteten Strukturregionen. Somit spielen Strukturbereiche wie Druckschott, Flügelkasten und Landewerk eine wichtige Rolle für die globale Crashkinematik. Bei einer lokaleren Betrachtung - z.B. einer ungestörten Rumpftonne, wie sie von den Zertifizierungsbehörden primär gefordert wird - sind insbesondere Spante, Querträger und die vertikalen Verstrebungen für den Crashverlauf von zentraler Bedeutung und stellen somit den entscheidenden Faktor für die Crashesicherheit des Rumpfdesigns dar. Die Beplankung hingegen spielt für den Crashvorgang nur eine sekundäre Rolle.

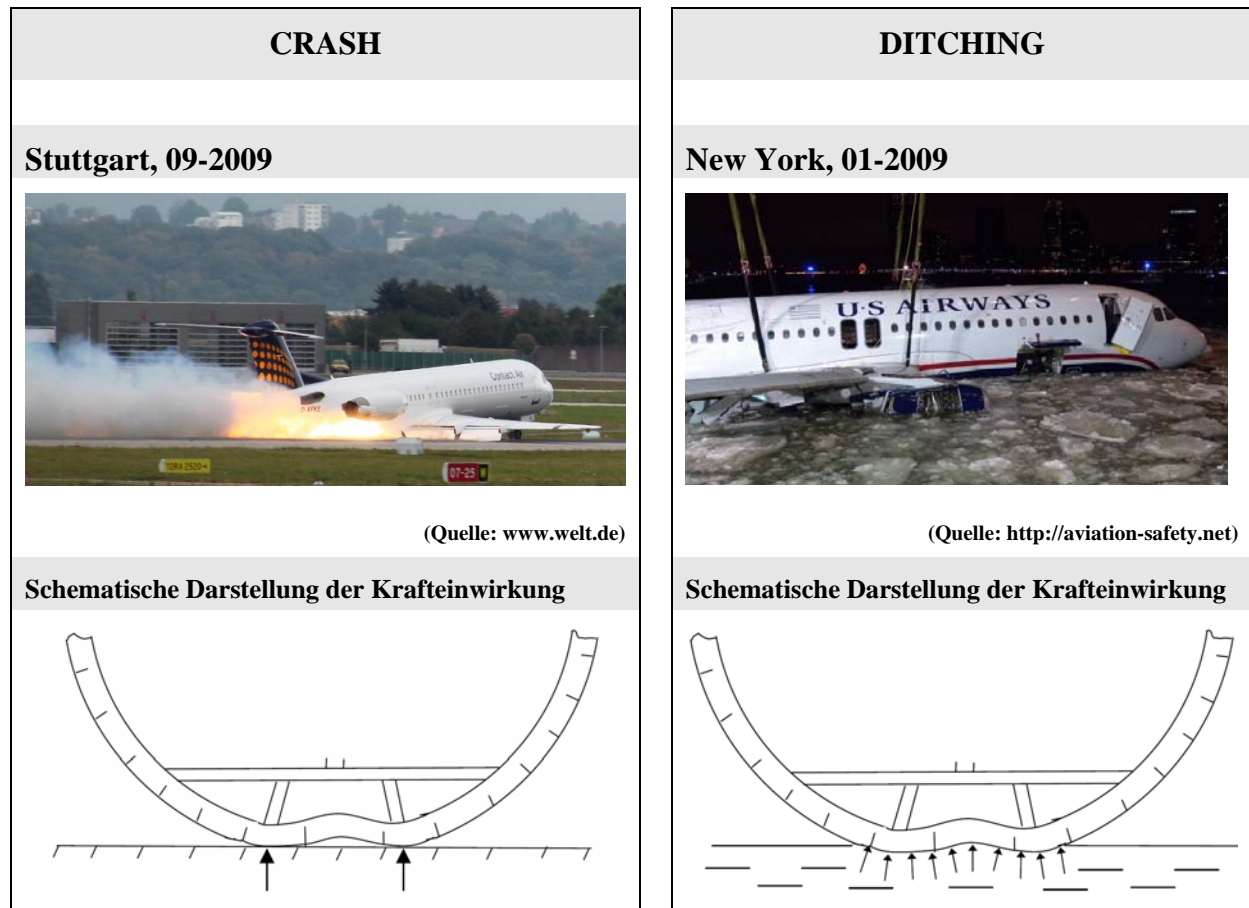


Abbildung 1.7: Unterschiede in der Belastung zwischen Crashvorgänge und Notwasserungen bei kommerziellen Transportflugzeugen

Sie ist jedoch für den Zeitraum nach dem Einschlag von Bedeutung, da sie bei einsetzendem Feuer als schützende Hülle für Passagiere (PAX) fungiert, um eine ausreichende Evakuierungszeit für die Passagiere zu gewährleisten. Im Vergleich zu anderen Transportmitteln zeichnen sich Flugzeuge durch eine hohe horizontale Geschwindigkeit aus, welche für die Kontrolle und die Stabilisierung eines Flugzeugs benötigt wird. Die Schwere eines Crashvorgangs wird jedoch primär durch die vertikale Geschwindigkeitskomponente bei Einschlag definiert, zumindest solange ein Abbau der horizontalen Geschwindigkeitskomponente durch ungestörte Gleitvorgänge ermöglicht werden kann. Im Gegensatz zur horizontalen Komponente muss die Absorption der vertikalen Impactkomponente in einem sehr geringen Zeitrahmen erfolgen, da der für die Energieabsorption vorhandene Bereich unterhalb des Passagierbodens begrenzt ist. Somit muss die vertikale kinetische Energie über kontrolliertes Versagen eingebauter Strukturkomponenten so eingeleitet werden, dass im Falle eines überlebenden Crashvorgangs einerseits ausreichend Energie absorbiert, andererseits die für den Menschen kritische Beschleunigungslast nicht überschritten wird.

Im Falle einer Notlandung auf Wasser spielt - im Gegensatz zu Crashvorgängen - die Beplankung eine zentrale Rolle. Während des Wassereinschlags wird das unter dem Rumpf befindliche Wasser beschleunigt und somit Impactenergie an das Wasser abgegeben. Im Gegensatz zu den Crashlasten führen die entstehenden hydrodynamischen Druckkräfte zu einer intensiven Belastung der unteren Beplankung, die dabei ein membranähnliches Verhalten aufweist. Die auf die Beplankung einwirkenden Kräfte müssen über die Haut zu den versteiften Regionen wie z.B. Spanten geleitet werden. Insbesondere verniete Regionen bieten die Gefahr des Aufreißens von Nietfeldern und des damit verbundenen großflächigen Wassereintritts in den Rumpf, was sich auf die Verzögerungslasten und die Evakuierungszeit auswirken kann. Ein weiterer Unterschied ist die Bedeutung der horizontalen Geschwindigkeit bei einer Notwasserung. Die sich entwickelnden Saugkräfte, Ventilations- und Kavitationseffekte werden primär durch die horizontale Geschwindigkeitskomponente definiert, womit diese die Kinematik eines Wassereinschlags stark beeinflussen kann.

Die Häufigkeitsverteilung eines Crashvorgangs gegenüber einem Wassereinschlag kann aus der Arbeit von Toso für die Jahre 1959 - 1979 entnommen werden [27]. Demnach handelte es sich in dem untersuchten Zeitraum bei 91% der überlebenden Flugzeugunfälle um Crashvorgänge und nur bei 9% um Notwasserungen, wobei bei den Crashvorgängen 28% und bei Notwasserungen 20% der Insassen als Todesopfer zu beklagen waren. Hieraus wird erkennbar, dass bei den schwerwiegenden Flugzeugunfällen die Crashvorgänge gegenüber den Notlandungen auf Wasser dominieren. Die Ursache hierfür liegt in dem großen Anteil der Unfälle, die sich während Start, Landung und Transferbewegungen im Bereich der Flughäfen ereignen. Gemäß einer Statistik von Boeing umfassen allein diese Ereignisse einen Anteil von 68% aller Unfälle im kommerziellen Luftverkehr [5].

Alle sich weltweit ereignenden Unfälle im kommerziellen Luftverkehr werden von Boeing statistisch erfasst und veröffentlicht. In Abbildung 1.8 sind aus dieser Studie die Unfallrate und Anzahl der Todesopfer dargestellt. Dabei ist eine schnelle Abnahme der Unfälle in den Jahren 1959 - 1970 erkennbar, was die Zunahme der Flugzeugsicherheit in den frühen Jahren des kommerziellen Transportflugwesens widerspiegelt. Nach diesen Jahren hat sich die Anzahl der Unfälle auf niedrigem Niveau stabilisiert.



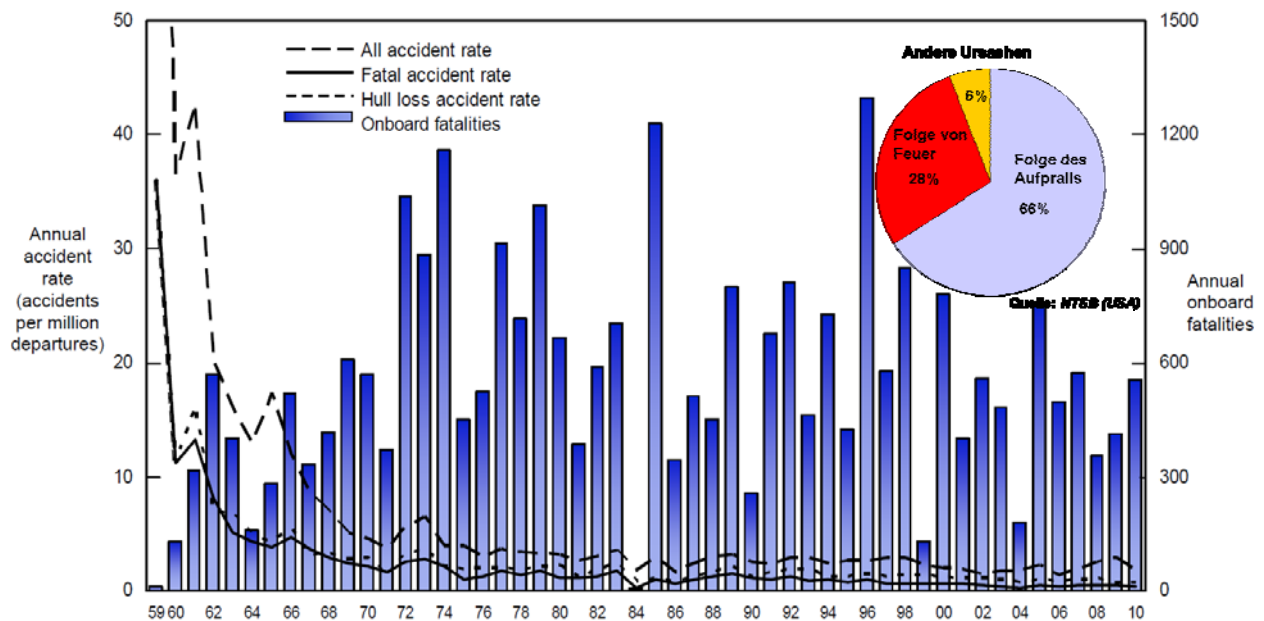


Abbildung 1.8: Weltweite Unfallrate, Anzahl und Ursache von Todesopfern kommerzieller Transportflugzeuge für die Jahren 1959 bis 2010 [5]

Aufgrund des kontinuierlich ansteigenden Flugverkehrs kann aus diesen Werten auf eine weitere Verbesserung der Flugzeugsicherheit geschlossen werden. Zusätzlich wurde das Ergebnis einer Studie des amerikanischen ‚National Transportation Safety Board‘ (NTSB) in Abbildung 1.8. integriert, welche die Todesursache bei schweren Flugzeugunfällen innerhalb Amerikas analysiert und für die Jahre 1983 - 2000 zusammenfasst [28]. Die Studie ergab, dass mit 66% der Großteil der Insassen an den direkten Aufprallfolgen zu Tode kam und mit 28% nur ein geringerer Anteil an den Folgen des sich entwickelnden Feuers und Rauchs starb.

Über die Jahre haben die Zulassungsbehörden durch Einführung und Konkretisierung von Zertifizierungsvorschriften (FAR oder CS) hohe Sicherheitsstandards definiert, die für ein neues kommerzielles Flugzeug nachgewiesen werden muss, bevor es am Markt angeboten werden darf. Für die Zulassung eines kommerziellen Transportflugzeugs ist das Anforderungsprofil in der FAR- bzw. CS 25 zusammengefasst. Während sich die Zulassungsvorschriften auf alle sicherheitsrelevanten Bereiche - wie z.B. Statik, Dynamik, Systeme - beziehen wird auch auf nachzuweisende Sicherheitsstandards bei Notlandungen eingegangen. Die hierfür relevanten Paragraphen (FAR oder CS) umfassen [1]:



- § 25.561/emergency landing conditions general
- § 25.562/emergency landing dynamic conditions
- § 25.563/structural ditching provisions
- § 25.721/ landing gear general
- § 25.785/seats, berths, safety belts and harness
- § 25.801/ditching

Somit werden in der Zulassung die nachzuweisenden Sicherheitsstandards für Notwasserung und Crashvorgänge in mehreren Vorschriften konkretisiert. Insbesondere im Paragraph § 25.561 soll die Crashesicherheit über den Nachweis eines repräsentativen statischen Lastfalls für eine Rumpfstruktur nachgewiesen werden. Danach müssen Struktur und Verbindungen eine ausreichende Festigkeit auf Erdbeschleunigungsvielfache in alle Richtungen aufweisen. Bei den Vielfachen handelt es sich gemäß der Vorschrift um 9.0 g nach vorne, 1.5 g nach hinten, 6.0 g nach unten und 3.0 g sowohl nach oben als auch zu den Seiten. Für Strukturbauteile, wie Spante und den Passagierboden, kann dieser Lastfall dimensionierend sein.

An neue Generationen von Transportflugzeugen, welche neue und bisher unübliche Designmerkmale enthalten, die in dem derzeitigen Anforderungsprofil nicht erfasst werden, können zusätzliche Anforderungen, die „Special Conditions“, gestellt werden. Während beim A380 die ungewöhnliche Größe und Masse und das sich über die volle Rumpflänge erstreckende „Doppeldeck“ zu einem erweiterten Anforderungsprofil führte, wurden bei dem Flugzeug B787 (Dreamliner) wegen dem großen Anteil von CFK-Primärstrukturen in verschiedenen Bereichen „Special Conditions“ definiert. Auf Grund der spröden Versagenscharakteristik von FV wurde der derzeitige Nachweis für die Crashesicherheit von den Zulassungsbehörden als nicht ausreichend befunden und als Folge die Nachweispflicht der Crashesicherheit über die „Special Condition Crashworthiness No. 25-07-05-SC“ für die B787 deutlich erhöht.

Primär fordert die Zulassungsbehörde in der „Special Condition Crashworthiness No. 25-07-05-SC“ einen detaillierten Nachweis bzgl. der Crashesicherheit der B787. Für die Zertifizierung musste nachgewiesen werden, dass das Flugzeug im Bereich der Crashesicherheit ein vergleichbares oder besseres Sicherheitspotenzial aufweist als Flugzeuge aus konventionellen Aluminiummaterialien. Dabei sind die folgenden vier Kriterien bis zu einer Sinkrate von 30 ft/s (9,15 m/s) nachzuweisen:

1. *Rückhaltung von schweren Massen* (Sitze, Hatracks, andere schwere Massen). Es muss aufgezeigt werden, dass die an diesen „Interfaces“ auftretenden Lasten und die daraus resultierenden Verformungen vergleichbar sind mit bereits zertifizierten, konventionellen Langstrecken-Flugzeugen.
2. *Einhaltung von akzeptablen Verzögerungen und Lasten*. Dabei muss die Kompatibilität mit § 25.562 (b) aufgezeigt werden.
3. *Erhaltung eines Überlebensraums*. Die Verformung der Struktur muss derart begrenzt sein, dass ein Eindringen von Objekten in den Überlebensraum der Passagiere verhindert und deren Überlebensfähigkeit nicht beeinträchtigt wird.
4. *Erhaltung der Fluchtwege*. Die Evakuierung der Passagiere muss vergleichbar möglich sein wie bei bereits zertifizierten, konventionellen Wide-Body-Flugzeugen.

Es ist davon auszugehen, dass dieses erweiterte Anforderungsprofil bei allen zukünftigen Flugzeugkonfigurationen mit CFK-Rumpfbauweise Anwendung findet und somit die daraus abzuleitende Nachweispflicht bzgl. der Crashesicherheit auch auf doppelschalige CFK-Rumpfkonzeppte übertragen werden kann.

## 1.5. Crasheszenarien von Rumpfsktionen

Zur Zulassung von Transportflugzeugen ist gemäß den Zertifizierungsrichtlinien eine ausreichende Crashesicherheit an Hand statischer Lastfälle nachzuweisen. Hierfür sind gemäß Paragraph §25.561 feste Beschleunigungsvielfache in die verschiedenen Verzögerungsrichtungen definiert, die ein Flugzeug ohne Schädigung ertragen muss. Jedoch stellt sich die Frage, in wie weit es möglich ist, mit Hilfe statischer Lastfälle die hochdynamischen Vorgänge einer Crashlandung überhaupt abbilden zu könne. Eine Crashlandung führt immer zu umfangreicher Zerstörung und Deformation von Strukturkomponenten. Da dies durch eine rein statische Betrachtung und Dimensionierung nicht ausreichend analysiert werden kann, wird zunehmend von den Zulassungsbehörden nach Ansätzen gesucht, wie die Crashesicherheit realitätsnäher nachgewiesen werden könnte [1][2].

Die Komplexität und die unbegrenzte Anzahl möglicher Crashlastfälle erschwert eine Kondensierung aller Crashvorgänge auf einen repräsentativen Lastfall. Desweiteren sind experimentelle Nachweise definierter Crasheszenarien, wie sie von der Automobilindustrie

gefordert werden, für Flugzeuge aus wirtschaftlichen Gründen nicht durchführbar. Darüber hinaus können moderne Transportflugzeuge wegen ihrer Komplexität mit Hilfe von Simulationsprogrammen nur schwer komplett erfasst werden, womit eine virtuelle Zertifizierung der Crashsicherheit eines kompletten Transportflugzeugs derzeit nur begrenzt möglich ist. Diese genannten Gründe machen eine Vereinfachung des Lastfalls notwendig, um dessen Komplexität auf ein überprüfbares Niveau zu senken.

Als durchführbarer Lastfall hat sich der Nachweis an Hand eines Falltests (Droptest) durchgesetzt. Durch die Begrenzung des Nachweises auf überlebbare Crashlandungen kann die maximale Sinkrate und damit auch der Anstellwinkel eingegrenzt werden. Wie bei der Crashlandung der Fokker 100 in Stuttgart 2009 gut ersichtlich (Abbildung 1.7) tritt bei einem Versagen des Landewerks zuerst die hintere Rumpfsektion mit dem Boden in Kontakt. Mit der Annahme, dass die versteiften Regionen wie Flügelkasten, Landewerk und hinterer Druckschott, welche sich wegen der konischen Form unter diesen Randbedingungen außerhalb des direkten Einschlagbereichs befinden, nur geringen Einfluss auf die Rumpfdeformation ausüben, kann der Crashnachweis vereinfacht auf das Deformationsverhalten einer Rumpfsektion reduziert werden. Aufgrund der Bedeutung der vertikalen Impactkomponente auf die Überlebarkeit von Crashlandungen kann die horizontale Impactgeschwindigkeit zur Vereinfachung vernachlässigt werden.

Unter diesen vereinfachten Randbedingungen kann das Deformationsverhalten einer ungestörten Rumpfsektion unter vertikaler Impactlast als wichtiger Indikator für die Crashsicherheit eines Flugzeugs gesehen werden. Das Crashverhalten metallischer Rumpfsektionen von Transportflugzeugen unter rein vertikaler Impactkomponente wurde in mehreren Forschungsvorhaben experimentell untersucht. Zu den wichtigsten Studien gehören die Crashuntersuchungen an einer YS-11A Rumpfsektion [30], die innerhalb des EU -seitig geförderten Programms „Crashworthiness for Commercial Aircraft“ durchgeführten Untersuchungen an einer A320 Rumpfsektion [29] [31] und die Untersuchung von NASA und FAA an Rumpfsektionen der B707 [32] [33] und B737. In diesen Studien wurden auch die Einflüsse von Beladung [35] und versteifender Tankstrukturen im Frachtbereich [34] auf die Crashkinematik analysiert.

In diesen Untersuchungen konnten insbesondere zwei unterschiedliche Crashkinematiken für Rumpfsektionen identifiziert werden. Die beiden Crashszenarien sind in Abbildung 1.9. dargestellt. Im Szenario A, welches sich bei dem Falltest der Rumpfsektionen der B707 und YS-11A ausbildete, wird die Kinematik nach Versagen des Frachtbodenquerträgers durch das Eindringen der unteren Rumpfstruktur in den Frachtbereich definiert. Aus der kinematischen

Verträglichkeit müssen sich mehrere kinematische Gelenke bilden, wobei unter einem kinematischen Gelenk lokale Schadensbereiche verstanden werden, die während des Crashvorgangs zu gelenkartigen Drehbewegungen führen. Hierbei wird zwischen öffnenden (abnehmende Krümmung des Rumpfsegments) und schließenden (zunehmende Krümmung des Rumpfsegments) Gelenken unterschieden. Nach dieser Definition sind für das Szenario A ein öffnendes Gelenk im Spantbereich unterhalb des Frachtbodens und schließende Gelenke im Spantbereich oberhalb des Frachtbodenquerträgers notwendig. Aus dem Blickwinkel der Crashesicherheit hat diese Kinematik einige Vorteile. So führt diese zu einer verhältnismäßig gutmütigen Belastung des Passagierbodenquerträgers und somit des Passagierbereichs. Ein weiterer Vorteil ist die Belastung der vertikalen Streben im Frachtbereich. Diese befinden sich während dem Crashvorgang primär unter Drucklast, die es ermöglicht, durch den Einbau von Energieabsorptionselementen in die vertikale Verstrebung die Crashesicherheit der Sektion zu erhöhen. Als wesentlicher Nachteil des Crashszenarios A ist die deutliche Abhängigkeit von dem Frachtbeladungszustand zu nennen. Ein intensiver Beladungszustand mit loser Fracht (Bulk) oder Container kann die Ausweichbewegung des unteren Rumpfsektionsabschnittes behindern und somit ein Ausbilden der Kinematik unterdrücken. Auf Grund der starken Abhängigkeit vom Beladungszustand ist diese Crashkinematik nur von eingeschränkter Robustheit.

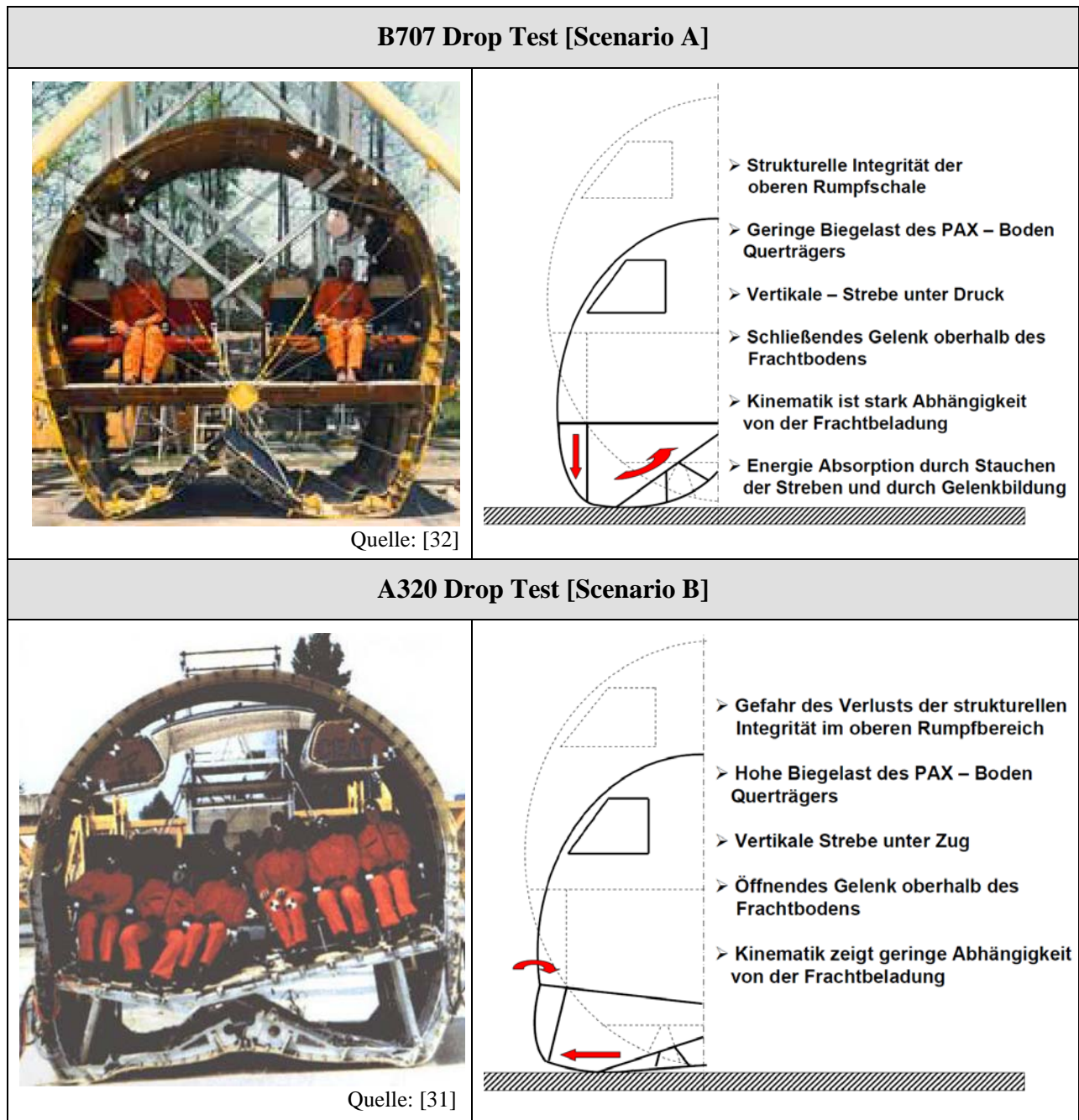


Abbildung 1.9: Crashszenarien konventioneller Flugzeugrumpfstrukturen

Bei der zweiten Crashkinematik (Szenario B), wie sie sich bei dem A320 Crashtest andeutet, weicht das untere Rumpfsegment hingegen nicht in den Frachtraum, sondern nach außen aus. Dies führt neben den primären Impactlasten zu einer zusätzlichen kinematischen Belastung des PAX Querträgers und der oberen Rumpfschale, was die strukturelle Integrität des Passagierbereichs gefährdet. In dem Versagensverhalten der A320 Rumpfsektion ergibt sich ein Bruch des PAX Querträgers und der Spante im Passagierbereich, was gemäß den Studien von Lützenburger zu einem beträchtlichen Teil auf die kinematischen Belastungen zurückzuführen

ist [6]. Zusätzlich ergaben die Studien, dass durch dieses Ausweichen des unteren Rumpfsegments die vertikalen Streben im oberen Frachtbereich anfänglich unter Zugbelastung stehen. Dies birgt den Nachteil, dass Energieabsorptionsmechanismen bzw. Anbindungsdesign zusätzlich gegen sich entwickelnde Zuglasten ausgelegt werden müssten. Die Bedeutung und die Auswirkung dieser Kinematik konnten in den simulatorischen Post-Crashstudien von Lützenburger [6] aufgezeigt und an Hand der ermittelten Messdaten des A320 Crashtests nachgewiesen werden. In dem Szenario B entsteht ähnlich wie bei Szenario A ein öffnendes kinematisches Gelenk im Spantbereich unterhalb des Frachtbodens und je ein schließendes Gelenks an beiden Seiten. Jedoch bedingt diese Kinematik weitere Gelenke, die sich in der oberen Rumpfschale oder im „Bermuda Dreieck“, welches aus vertikalen Strebe, Spantsegment und Anteil PAX Querträger zusammensetzt, ausbilden. Somit ist diese Crashkinematik gegenüber Crashszenario A seitens der strukturellen Belastung im Nachteil, hat jedoch den Vorteil, dass diese eine geringere Abhängigkeit vom Beladungszustand im Frachtbereich und somit eine höhere Robustheit aufweist.

Mit Hilfe der experimentellen Crashstudien an Rumpfsektionen konnten Crashkinematiken und Gefahren für Passagiere aufgezeigt werden. Aus der Zulassungsrouten der B787 [13], die für den Nachweis ausreichender Crashsicherheit die Durchführung eines Droptests fordert, kann geschlossen werden, dass auch zukünftig bei Rumpfkonzepthen aus unkonventionellen Materialien wie CFK ein experimenteller Nachweis gefordert wird. Jedoch ist die Durchführung eines Droptests sehr kostenintensiv, womit eine iterative Herangehensweise zur Verbesserung der Crashsicherheit nicht sinnvoll ist. Erschwerend kommt hinzu, dass eine notwendige strukturelle Modifikation auch die Statik beeinflusst, was einen komplett neuen statischen Dimensionierungsnachweis erfordert. Aus diesem Grund muss der Crashsicherheitsaspekt schon in der frühen Entwurfsphase eines neuen Transportflugzeugs berücksichtigt werden. Wegen der enormen Kosten experimenteller Studien wird primär auf virtuelle Studien mit Hilfe der expliziten FE-Simulationsmethodik zurückgegriffen. Dazu wird ein Modell der zu untersuchenden Rumpfsektion erstellt, um die Crashsicherheit und den Einfluss möglicher Modifikationen virtuell zu ermitteln. Es finden unterschiedliche Simulationsstrategien Anwendung. Abbildung 1.10 zeigt die drei wichtigsten Simulationsmethoden.

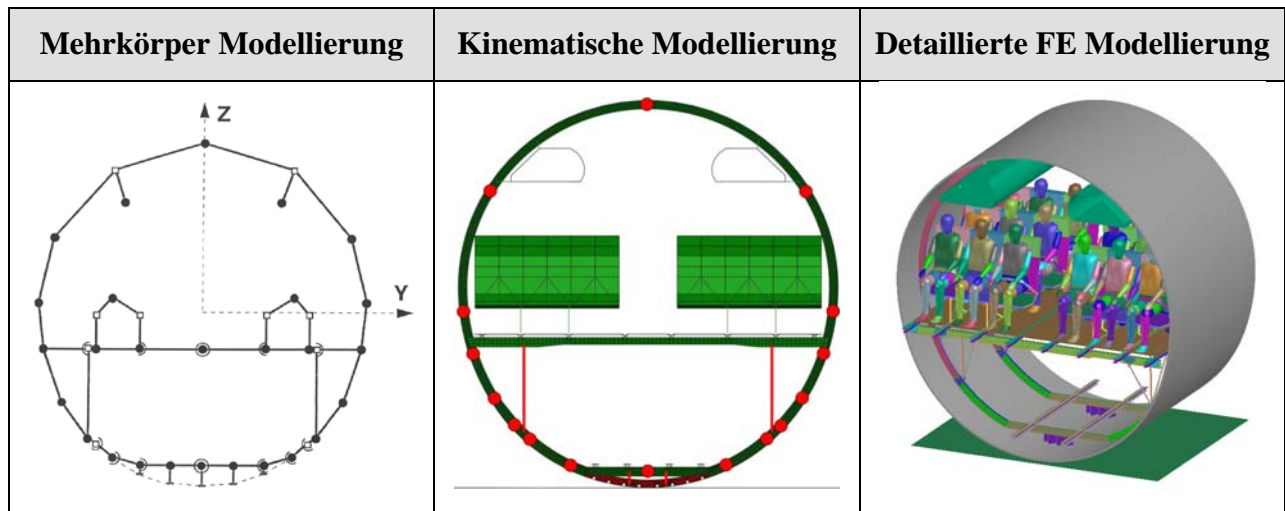


Abbildung 1.10: Simulationethodiken für virtuelle Crashuntersuchungen von Rumpfsektionen  
[Quellen: 6 / 16 / 36]

In der Mehrkörpersimulation wird die Struktur über repräsentative Massen, die über definierte Steifigkeitsbeziehungen verbunden sind, abgebildet. Die Steifigkeit kompletter Strukturbereiche wird in die jeweiligen Balkendefinitionen verschmiert. Energieabsorbierende Mechanismen, wie das Stauchen von Komponenten oder das Ausbilden von kinematischen Gelenken werden über diskrete Federformulierungen abgebildet [10] [24]. Der Vorteil dieser Simulationethodik ist die geringe Rechenzeit. Somit können mit Hilfe der Mehrkörper-Simulation in kürzester Zeit unterschiedlichste Crashszenarien kompletter Flugzeuge bewertet werden [7] [8] und sie bietet sich damit für den Zertifizierungsnachweis des Lastfalls § 25.721 (Landung ohne Landewerk) an [4]. Die größte Problemstellung ist die Definition der Federbeziehungen. Diese können nur an Hand von experimentellen Studien auf Komponentenlevel oder mit Hilfe detaillierter FE-Simulationen gefunden werden. Als wichtigste Simulationsumgebung in der Luftfahrt ist der explizite MKS Löser DRI-KRASH zu nennen.

Eine weitere Simulationethodik ist die detaillierte FE-Simulation. In einem expliziten Simulationsprogramm wird die komplette Rumpfsektion möglichst detailliert abgebildet und über das Durchführen expliziter Simulationen das Crashverhalten analysiert. Mit steigender Leistungsfähigkeit vorhandener Computersysteme nimmt die Bedeutung detaillierter FE-Simulationen für Crashanalysen im kommerziellen Flugzeugbau stetig zu. Wichtige kommerzielle Programme, die für explizite Studien verwendet werden können, sind PAM CRASH, LS DYNA und ABAQUS.

Eine detaillierte Simulation ist jedoch mit dem Nachteil verbunden, dass derzeit das Verhalten von Verbindungen und die komplexen Versagensmoden neuartiger Werkstoffe wie FVW nicht

in ihrer kompletten Tiefe abgebildet werden können. Damit birgt eine unzureichende Modellierungsqualität die Gefahr, falsche Schlüsse aus einer strukturellen Modifikation zu ziehen.

Um dieses Problem zu umgehen, wurde die kinematische Modellierung entwickelt, die einem kombinierten Ansatz aus detaillierter Modellierung und vereinfachter Gelenkdefinition entspricht. Das Modell wird in der expliziten FE-Umgebung erstellt, wobei Schädigung nur innerhalb diskreter Gelenk- und Stauchbereiche über Federcharakteristiken - ähnlich wie bei der MKS Simulation - zugelassen wird. Damit ist die kinematische Modellierung ein Ansatz, die Vorteile beider Simulationsmethoden zu verbinden, wobei sich dieser Modellierungsansatz eher für die frühe Flugzeugentwurfsphase zur Identifikation gutmütiger Crashkinematiken eignet [16]. Somit können Gelenkcharakteristika identifiziert werden, die in die Entwicklungsarbeit für strukturelle Komponenten mit notwendiger Versagenscharakteristik einfließen können. Zur Auslegung lokaler energieabsorbierender Gelenkbereiche muss jedoch wieder auf die detaillierte explizite FE-Simulation zurückgegriffen werden.

## 1.6. Stand der Technik

Die Anforderung, äquivalente Sicherheitsstandards für neuartige Rumpfbauweisen bei Crashlasten nachzuweisen, ist für Rumpfkonzeppte mit CFK als primäres Rumpfmaterial als komplexe Fragestellung seit längerem bekannt. Die Problematik ist in dem spröden Versagensverhalten von CFK Strukturen begründet. Während bei der Verwendung von Metallen durch Fließvorgänge im Material Energieabsorptionsvermögen und große Deformationswege ohne Verlust der strukturellen Integrität gegeben sind, kann bei einem „Schwarzen Rumpf“ eine äquivalente Crashsicherheit nur durch die Anwendung gezielter Energieabsorptionsstrategien erreicht werden. Grundlegende Forschungsarbeiten zur Identifizierung und Lösung dieser Problematik wurden in dem Forschungsprogramm CRASURV (Commercial Aircraft - Design for Crash Survivability) in den Jahren 1997 - 2000 geleistet. Es wurde unter anderem FVW unter Stauchlasten untersucht. Abbildung 1.11. zeigt das unterschiedliche Versagensverhalten von metallischen und faserverstärkten Strukturen unter reiner Kompression. In den durchgeführten experimentellen Studien konnte gezeigt werden, dass FVW unter Kompression metallischen Strukturen in ihrem gewichtsspezifischen Energieabsorptionsvermögen überlegen



sind, sobald ein progressiver Versagensmodus der Laminatfragmentierung (Crushing) initiiert wird. Eine stabile und robuste Initiierung des Crushing-Modus kann über Triggermechanismen wie Bevel Trigger (Phase), lokal unterbrochene Laminatlagen [Ply drop off] oder eine progressive Zunahme der zu stauchenden Fläche [16] erreicht werden. Nach erfolgreichem Einleiten des Crushing-Modus wird der Werkstoff progressiv zerstört, womit ein beträchtliches gewichtsspezifisches Energieabsorptionsvermögen verbunden ist. Nachteilig ist der mit der strukturellen Zerstörung verbundene Verlust der strukturellen Integrität. In dem Projekt CRASURV konnte experimentell nachgewiesen werden, dass dieses Problem durch Hybridisierung gelöst werden kann. Durch die Hybridisierung von CFK Strukturen mit duktilen Kunststoffen (z.B. Aramid) kann ein stabiler Stauchmodus bei Wahrung der strukturellen Integrität erreicht werden.

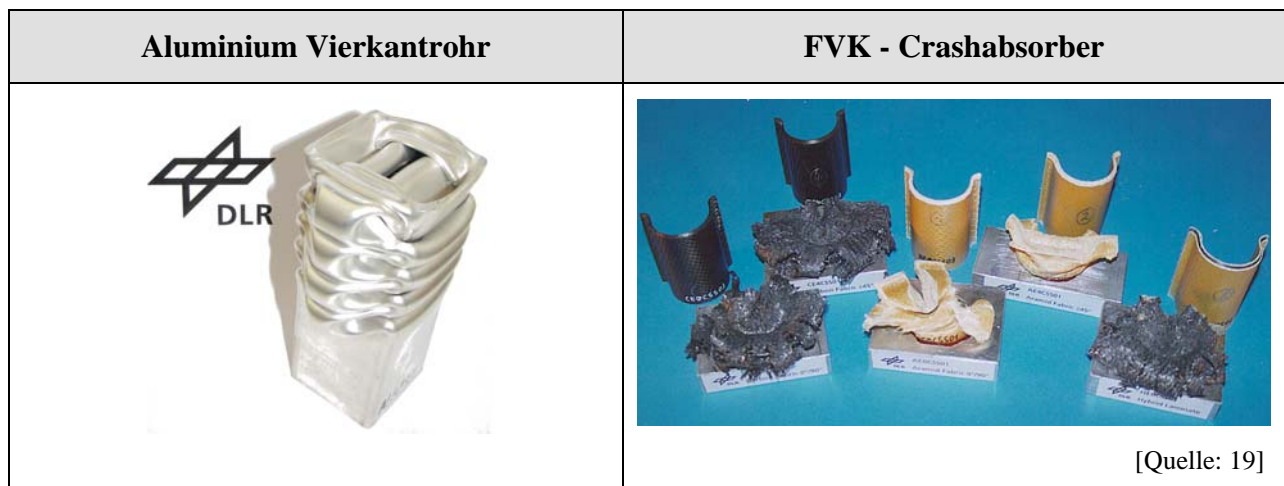


Abbildung 1.11: Versagensverhalten von Energieabsorbern aus Metall und Faserverbund unter Stauchlast

In den Forschungsarbeiten des CRASURV Projektes konnte die Technologiereife hybridisierter faserverstärkter Energieabsorber soweit erhöht werden, dass in dem Crashkonzept des NH-90 Helikopters hybride Aramid-CFK Wellholmstrukturen Anwendung finden. Während eine Substitution metallischer Strukturen durch FVK bei Energieabsorbern unter Stauchlast ohne komplexen technologischen Aufwand möglich ist, ist dies für energieabsorbierende Strukturen unter Momentenlast erheblich schwieriger. Bedingt durch die zylindrische Form konventioneller Flugzeugsektionen, werden Spantstrukturen bei Crashlasten primär auf Biegung belastet. Somit ist für die Crashesicherheit von Flugzeugen die Versagenscharakteristik von Spantstrukturen unter Biegelasten ein definierender Faktor. Wie in Abbildung 1.12 erkennbar, sind Spantstrukturen aus Metall und CFK in ihrem Schädigungsverhalten unter Biegelast unterschiedlich. Wie bei

dem A320 Rumpfsegment im Frachtbereich unter Crashlast erkennbar, sind nach Überschreiten der Stabilitätsgrenze Beul- und Faltmechanismen die definierenden Versagensmoden, wobei Bereiche der Spantstruktur plastifizieren. Durch das flächige Überschreiten der Fließgrenze wird durch die Gelenkbildung bei Metallen beträchtliche Energie absorbiert. Dies ist ein entscheidender Grund für das gutmütige Crashverhalten konventioneller metallischer Rumpfsektionen. Im Vergleich hierzu zeigen Spantstrukturen aus CFK ein vollständig andersartiges Versagensverhalten. Nach Überschreiten der Festigkeits- bzw. Stabilitätsgrenze kann der Spant auf Grund des spröden Bruchverhaltens von CFK komplett bei geringer Energieabsorption durchbrechen, womit auch ein Verlust der strukturellen Integrität verbunden sein kann.

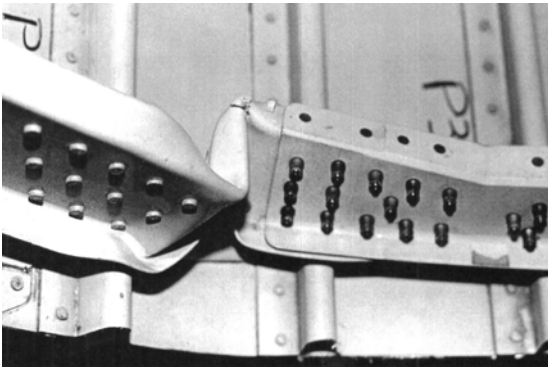
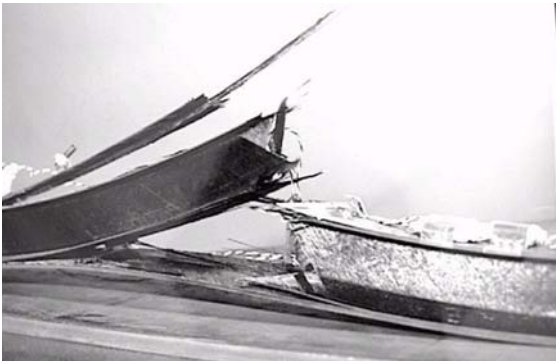
Metallische Gelenkbildung [A320]	Gelenkbildung CFK - Spant
 <p data-bbox="531 1220 715 1249">[Quelle: CIC 29]</p>	 <p data-bbox="1082 1216 1433 1245">[Quelle: Virginia University 17]</p>

Abbildung 1.12: Versagensverhalten von metallischen und kohlenfaserverstärkten Spantstrukturen unter Momentlast

Im Gegensatz zum Crushing-Modus von CFK Absorbern wird die Struktur unter Momentenlast nur in begrenztem Umfang durch Delaminations-, Faser- und Matrixversagen zerstört. Damit sind CFK Strukturen unter Momentenlast in ihrem Energieabsorptionsvermögen metallischen Strukturen weit unterlegen. Dieser Unterschied führte zu den erweiterten Crashanforderungen für CFK Rumpfkonzepte, den „Special Conditions Crashworthiness“. Um dennoch - wie von den Zulassungsbehörden gefordert - äquivalente Sicherheit unter Crashlasten aufweisen zu können, ist bei einem „Schwarzen Rumpf“ die Ausarbeitung eines detaillierten Crashkonzepts schon in der frühen Entwicklungsphase notwendig, um durch progressiv eintretende Versagensmechanismen ein ausreichendes Energieabsorptionsvermögen sicherzustellen.

Hierfür sind diskrete Strukturen bzw. Bereiche notwendig, in denen unter Crashlasten ein energieabsorbierender Versagensmodus gezielt initiiert wird. Zur besseren Eingruppierung von

Energieabsorptionsstrategien wird die Rumpfsektion in diskrete Einbaubereiche unterteilt, in denen durch eine Modifikation vorhandener oder durch das Einfügen weiterer Strukturkomponenten das Energieabsorptionspotential erhöht werden kann. Dabei handelt es sich um folgende Bereiche:

- Einbaubereich 1 : Strukturbereich unterhalb des Frachtbodens, wobei der Frachtboden mit erfasst wird
- Einbaubereich 2 : Paneelsegment zwischen Frachtbodenquerträger und Anschluss vertikale Strebe
- Einbaubereich 3 : Vertikale Strebe und Paneelsegment zwischen Anschluss vertikale Strebe und Passagierbereich („Bermuda Dreieck“)
- Einbaubereich 4 : Spantanbindung des Passagierquerträgers

Für die diskreten Einbauräume wurden in verschiedenen Forschungsvorhaben Ideen und Konzepte entwickelt, mit denen das Energieabsorptionsvermögen der jeweiligen Einbaubereiche erhöht werden kann. In Abbildung 1.13. sind die wichtigsten Energieabsorptionsstrategien exemplarisch dargestellt, wobei die zu Grunde liegende Idee nur an Hand einer Ausführungsform aufgezeigt ist.

- Konzept 1 : Durch die Verschiebung der vertikalen Verstrebung im äußeren Frachtbereich in die zentrale Ebene der Rumpfsektion kann direkt auf die Crashkinematik Einfluss genommen werden. Durch diese Modifikation entsteht ein direkter Lastpfad von den Passagieren zu dem Frachtbereich. Die sich im Crashlastfall ausbildenden Druckkräfte in der Strebe würden die Möglichkeit bieten Energieabsorptionselemente sowohl unterhalb des Frachtbodens als auch in der vertikalen Strebe zu integrieren. Eine Realisierung dieses Energieabsorptionskonzepts scheitert jedoch an der Störung des Frachtraums durch die Verstrebung,

da diese die Beladung des Flugzeugs unzulässig behindern würde.  
(Konzept DLR [39])

Konzept 2 : Durch Einbringen eines Energieabsorbers in die Anbindung der vertikalen Strebe kann bei Überschreiten einer definierten Druckkraft mit Hilfe eines integrierten Triggermechanismus das CFK Material der Strebe gezielt gestaucht werden. Die Funktionsweise eines Triggerkonzepts mit Hilfe von Schneiden in der Anbindung konnte in dem Forschungsprojekt TIGRIS an Hand einer umfangreichen Testkampagne nachgewiesen werden. Es konnte gezeigt werden, dass die strukturelle Integrität auch über den Stauchungsprozess gewahrt bleibt. [77]

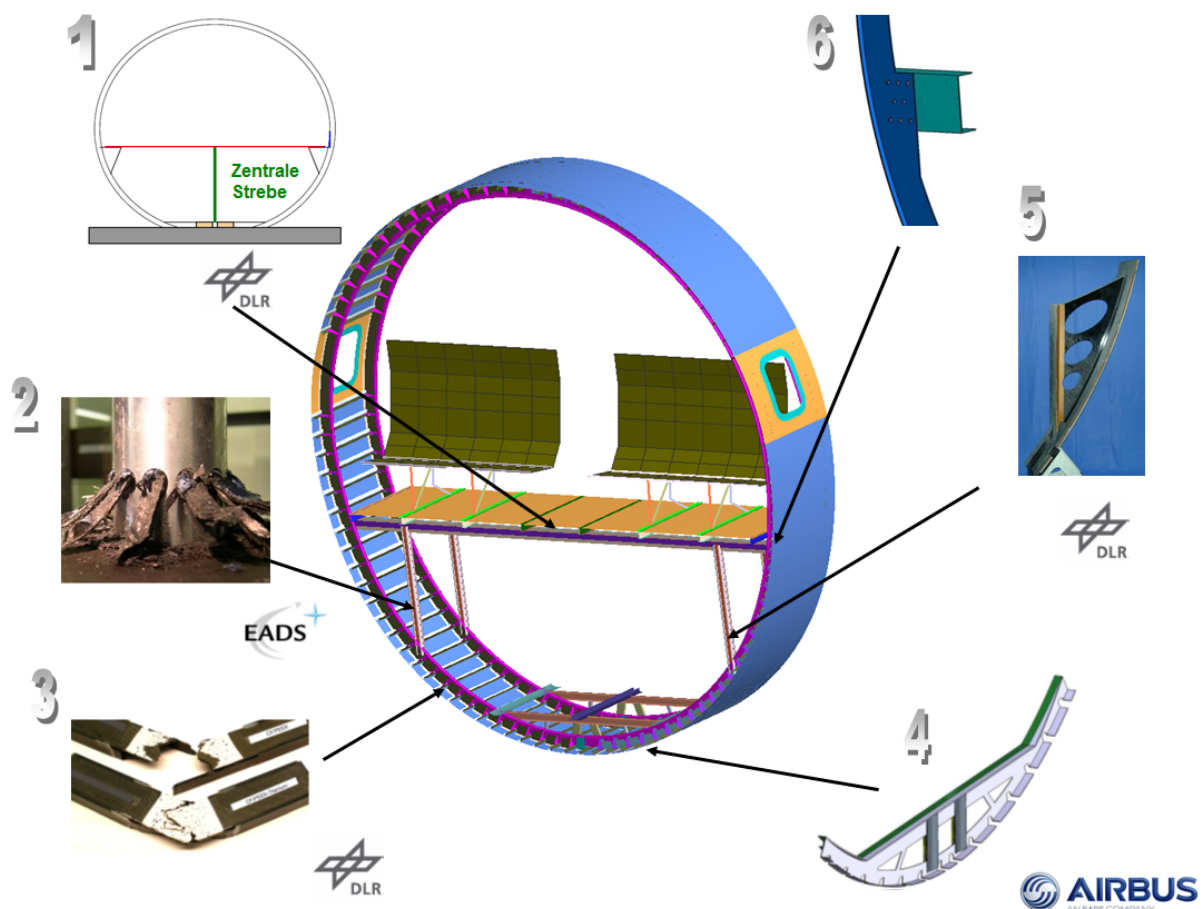


Abbildung 1.13.: Energieabsorptionskonzepte für den schwarzen Rumpf

Konzept 3 : Ein Lösungsansatz zum Erhalt eines energieabsorbierenden Gelenkmechanismus in einem CFK Spant wird in der Hybridisierung von Laminaten gesehen. Durch die Hybridisierung der CFK Spantlamine mit Hilfe duktiler Werkstoffe soll das Verhalten während der Gelenkbildung dem metallischen Versagensverhalten angenähert werden. Studien bei Waimer [16] haben gezeigt, dass durch die Hybridisierung von CFK / PEEK mit Titanblechen zwar die strukturelle Integrität über größere Verformungswege erhalten, jedoch nur eine geringe Zunahme des Energieabsorptionsvermögens erreicht werden kann. Als Ursache wurden unter anderem die im Herstellungsprozess induzierten Wärmespannungen identifiziert.

Eine weitere Herangehensweise ist die Integration von metallischen Kupplungen in die Spantstruktur. Somit ist es möglich, mit Hilfe von metallischen Spantkupplungen den für Metall typischen, energieabsorbierenden Gelenkmechanismus zu erhalten, wobei dieser Vorteil mit zusätzlichem Montageaufwand, Unterschieden in thermischen Ausdehnungskoeffizienten, Gewichtszunahme, Korrosions- und Fatigue-Problemen erkauft wird.

Konzept 4 : Der am meisten untersuchte Lösungsansatz zur Verbesserung der Crashesicherheit von CFK Flugzeugen ist das Knickspant-Prinzip („Bend frame“) [12]. Bei diesem Konzept wird versucht, den mit hoher Energieabsorption verbundenen Fragmentierungsmodus von FVW auch bei Rumpfsektionen auszunützen. Insbesondere der Bereich unterhalb des Frachtbodens bietet die Möglichkeit, Energieabsorber zu platzieren. Die durch die hohen Stauchkräfte induzierten Verzögerungslasten müssen jedoch über Frachtbodenquerträger und Spant zu den primären Massen der Passagiere geleitet werden. Um ein Versagen dieser Strukturen während dem Stauchungsprozess auszuschließen, ist eine massive Bauweise von Frachtbodenquerträger und Spant notwendig, was mit einer beträchtlichen Gewichtszunahme verbunden ist. Die Funktionsweise wurde in verschiedenen Forschungsvorhaben nachgewiesen und ist Bestandteil des B787 Crashkonzepts von Boeing

[37]. In einem Frachtbodenkonzept von Airbus wird dieses Prinzip mit einer integralen CFK Bauweise verbunden [38].

Konzept 5 : Energieabsorption durch eine direkte Fragmentierung der vertikalen Stützstrebe wurde als Lösungsansatz für einen DLR-intern entwickelten CFK Demonstrator verfolgt. Experimentelle Studien ergaben, dass für einen robusten progressiven Fragmentierungsverlauf das Ausknicken der vertikalen Strebe über den kompletten Stauchungsvorgang verhindert werden muss. Des Weiteren hat eine direkte Stauchung der vertikalen Strebe, wobei der Triggermechanismus in die Anbindung integriert ist, den Nachteil, dass die strukturelle Integrität über den Fragmentierungsprozess nicht gewahrt ist.

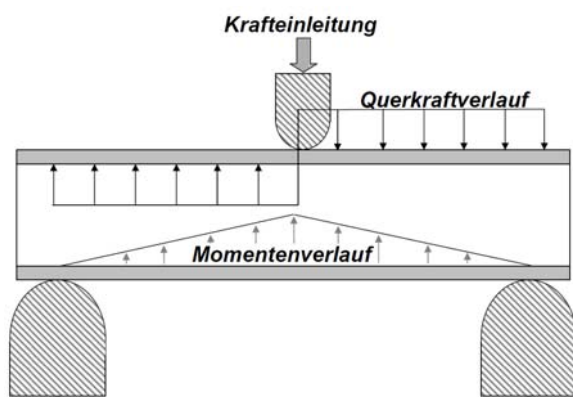
Konzept 6 : Ein weiteres Potential für die Energieabsorption wird in der Spantanbindung des Passagierquerträgers gesehen (Einbauraum 4), wobei ein Totalversagen dieser Anbindung während eines Crashvorgangs ausgeschlossen werden muss. Ein Versagen dieser Anbindung würde die strukturelle Integrität des Passagierbereichs stark gefährden. Trotz der somit nur geringen Deformationswege, die zugelassen werden dürfen, ergibt sich dennoch ein beträchtliches Energieabsorptionspotential durch Ovalisierung. Eine gewisse Nachgiebigkeit der Anbindung ermöglicht es dem Rumpf, sich während des Crashes oval zu verformen. Durch die Reduktion der kinematischen Zwängung ist es somit möglich, das strukturelle Versagen etwas zu verzögern. Die damit verbundene Zunahme an elastischer Deformation in den strukturellen Komponenten bei Versagensinitiierung macht sich in einer verbesserten Energieabsorptionsbilanz bemerkbar.

Während das Ausnutzen von Stauchungsprozessen von FVK Strukturen in verschiedenen Ausführungsarten als Möglichkeit zur Verbesserung der Crashesicherheit nachgewiesen wurde, ist insbesondere eine gezielte Gelenkbildung für den „Schwarzen Rumpf“ technologisch noch nicht gelöst. Dies ist jedoch eine grundlegende Bedingung, um die Crashesicherheit einer Rumpfsektion aus CFK robust sicherzustellen.

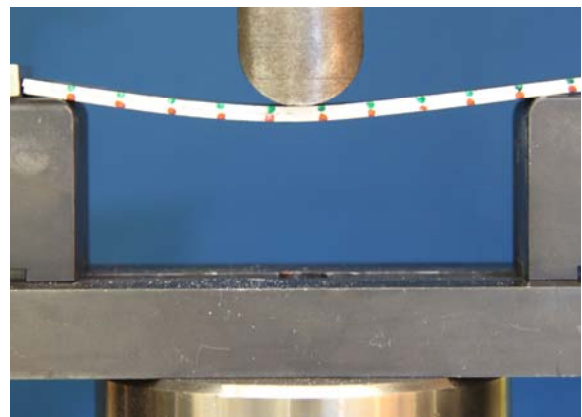
Die technologische Herausforderung bei der Entwicklung kinematischer Gelenke ist das umfangreiche Anforderungsprofil, das an einen Gelenkmechanismus gestellt wird. Dieser muss bei geringer Gewichtzunahme alle statischen Randbedingungen über das gesamte Flugzeugleben erfüllen. Bei einer Crashlandung muss die Gelenkinitiierung bei gezielter Moment- und Krafteinwirkung starten, da ein zu früh einsetzender Gelenkmechanismus eine progressive Zerstörung der Rumpfreionen unterbinden könnte.

### 3 - Punkt - Biegung

#### Schematische Skizze

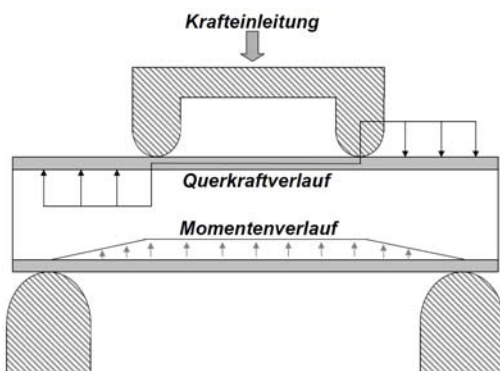


#### Testaufbau



### 4 - Punkt - Biegung

#### Schematische Skizze



#### Testaufbau



Abbildung 1.14: Untersuchungsmethoden zur Ermittlung von Strukturverhalten unter Momentenlast [18]

Ein zu spät einsetzender Gelenkmechanismus kann hingegen zu unzulässig hohen Beschleunigungslasten im Passagierbereich führen. Dieses Anforderungsprofil macht eine gezielte und robuste Initiierung von Gelenkmechanismen notwendig.

Der Nachweis von Gelenkcharakteristika wird derzeit primär über die Durchführung experimenteller Studien erbracht. Unter der Annahme, dass die Normallasten keinen Einfluss auf Schadensinitiierung und Gelenkmechanismen haben, können die Versagenscharakteristika der zu untersuchenden strukturellen Komponente vereinfacht an Hand von 3-Punkt- bzw. 4-Punkt-Biegetests ermittelt werden. In Abbildung 1.14 sind die beiden Untersuchungsarten und die Schnittgrößen dargestellt. Der primäre Unterschied zwischen den beiden Testarten ist der unterschiedliche Querkraftverlauf. Abhängig davon, ob in der Studie das Versagen bzw. die Deformation durch eine Krafteinleitung oder durch eine definierte Momentenlast betrachtet werden soll, muss auf die dementsprechende Untersuchungsmethodik zurückgegriffen werden. Aus den resultierenden Ergebnissen kann somit für eine Komponente ohne hohen technologischen Aufwand eine vereinfachte Gelenkcharakteristik abgeleitet werden.

## **1.7. Ziele und Umfang der Arbeit**

Die vorgestellte Arbeit soll beitragen ein Verständnis für Gelenkmechanismen in doppelschaligen Rumpffpaneelen aufzubauen und damit die Crashsicherheit zukünftiger Flugzeuggenerationen mit derartiger Rumpfbauweise zu verbessern. Hierfür wurde ein experimenteller Aufbau entwickelt, um Gelenkmechanismen bei crash-relevanter kombinierter Biege- und Normallast experimentell zu ermitteln. Dies ist insbesondere von Bedeutung, da die während dem Crashlastfall einwirkenden Normalkräfte das Dehnungsfeld und damit auch den Zeitpunkt der Schadensinitiierung von kinematischen Gelenken beeinflussen können.

Der zweite Arbeitsanteil untersucht die Gelenkbildung bei doppelschaligen Rumpffpaneelen unter crashrelevanter Druck-Biege-Belastung. Insbesondere die Phänomenologie der Schädigung des Sandwichverbundes wird untersucht und ein Triggerkonzept vorgestellt, welches die strukturelle Komponente des Sandwichkerns nutzt um ein Versagen in die Struktur einzuleiten.

Der dritte Arbeitsanteil umfasst die numerische Behandlung und die virtuelle Definition von Versagenszonen in doppelschaligen Rumpffpaneelen am Beispiel von gefalteten Kernstrukturen. Insbesondere wird untersucht, in wie weit die numerische Simulation eine rein virtuelle Dimensionierung des Faltkerns ermöglicht, die unter einem gegebenen Belastungsprofil versagt.



Im vierten Arbeitsanteil wird an Hand erster numerischer Studien die Crashkinematik doppelschaliger Rumpfsektionen untersucht und ermittelt, in wie weit mit Hilfe von Triggermechanismen Einfluss auf das Crashverhalten genommen werden kann.

## **Kapitel 2**

Die Gelenkbildung bei ungestörten doppelschaligen Rumpfpaneelen unter crashrelevanten Druck-Biege-Belastung wird in Kapitel 2 experimentell auf Komponentenlevel untersucht. Es wird eine erweiterte experimentelle Untersuchungsmethodik zur Gelenkuntersuchung unter crashrelevanter kombinierter Druck-Biege-Belastung vorgestellt, die erhaltene Phänomenologie der Schädigung mit Hilfe der Computertomographie ermittelt und die Auswirkung der Sandwichbauweise auf die Gelenkbildung diskutiert.

## **Kapitel 3**

In Kapitel 3 wird das entwickelte Kerntriggerprinzip vorgestellt. Zur Analyse und Validierung des Kerntriggerkonzepts wurden Komponententests unter identischen Rahmenbedingungen durchgeführt. Der Ursprung der zum Kernversagen führenden Spannungen wird diskutiert und an Hand von räumlichen photogrammetrischen Dehnfeldmessungen nachgewiesen. An Hand eines weiteren Komponententest bei reduzierter Druck-Biege-Belastung wird die Robustheit des Triggerkonzepts nachgewiesen.

## **Kapitel 4**

Der Gestaltungsfreiraum von Faltkernstrukturen ermöglicht eine Konzeption eines Kernmusters gemäß dem Anforderungsprofils der jeweiligen Gelenkmechanismen. In Kapitel 4 wird untersucht, wie weit sich die implizite und explizite Zeitintegrationsmethodik für eine virtuelle Triggerdefinition eignet. Die erhaltenen Grenzen der Modellierbarkeit werden dargestellt und die Limitierung der jeweiligen Zeitintegrationsmethodik diskutiert. Mit Hilfe der validierten Simulationsmethodik wird in ersten virtuellen Studien die Auswirkung versteifender Spantstrukturen auf den Gelenkmechanismus und das Kerntriggerkonzept untersucht

## **Kapitel 5**

Um die Crashesicherheit einer doppelschaligen Rumpfbauweise zu untersuchen werden erste numerische Studien an einer generischen doppelschaligen Rumpfsektion durchgeführt. Dargestellt sind die zu Grunde liegenden Konzeptstudien und Analysen auf die zur Dimensionierung der Rumpfsektion zurückgegriffen wurde. Anschließend wird das Potential und die Möglichkeit von Triggermechanismen zur gezielten Modifikation der Crashkinematiken mit Hilfe expliziter Craschanalysen analysiert und diskutiert.

## **Kapitel 6**

In dem Kapitel sind alle Erkenntnisse zusammengefasst, die innerhalb dieser Arbeit entstanden sind. Hierbei wird diskutiert, in wie weit mit dem derzeitigen Stand die Auslegung gezielter Versagensmechanismen an doppelschaligen Rumpfstrukturen möglich ist und wie weit die geforderten Sicherheitsstandards unter Crashbelastung von einer doppelschaligen Rumpfbauweise erfüllt werden können.

## **2. Ermittlung des Strukturversagens doppelschaliger Paneele unter crashrelevanter Strukturbelastung**

In diesem Kapitel wird die Gelenkbildung von ungestörten doppelschaligen Rumpfpaneelen mit Faltern unter crashrelevanter Druck-Biege-Belastung experimentell untersucht. Die entwickelte experimentelle Untersuchungsmethodik wird vorgestellt, die erhaltene Phänomenologie der Schädigung mit Hilfe der Computertomographie ermittelt und die Auswirkung der Sandwichbauweise auf die Gelenkbildung diskutiert.

### **2.1. Belastungen von Rumpfpaneelen unter Crashlast**

Eine experimentelle Abschätzung der Schädigung und die daraus sich entwickelnde Energieabsorption einer Struktur kann bei komplexen Lastfällen - wie z.B. bei Crashvorgängen - nur erfolgen, wenn Kraftfluss und Momentbelastung in der zu untersuchenden Komponente im Test korrekt abgebildet werden. Da solche experimentellen Untersuchungen nur mit erheblichem Aufwand ermöglicht werden können, wird häufig die für die Schädigung einer Struktur dominierende Belastung identifiziert und daraus ein vereinfachter Belastungstest definiert. Dies führt bei dominierender vertikaler Belastung - wie z.B. bei Crashabsorbern - zu Experimenten, in denen das Bauteil über das Aufbringen einer Kompressionskraft gestaucht und hieraus die Energieabsorptionscharakteristik ermittelt wird. Bauteile, die primär unter Momentenlast versagen, können vereinfacht unter reiner Momentenlast bei Anwendung eines 3- bzw. 4-Punkt- Biegetests untersucht werden.

Jedoch kann die Vernachlässigung von Kraft- bzw. Momentlasten zu komplett verfälschten Ergebnissen führen. Dies kann insbesondere bei Strukturen auftreten, die unter einer Kombination von Druck- und Biegebelastungen versagen, da bei diesen häufig die Schadensinitiierung aufgrund von Instabilitätsversagen der druckbelasteten Strukturkomponenten erfolgt. Somit kann bei Vernachlässigung der Drucklastkomponente die maximale Tragfähigkeit einer Struktur überschätzt werden. Wegen der Überschätzung des untersuchten Bauteils kann sich unter realer Crashlast eine veränderte Crashkinematik entwickeln. Dies ist insbesondere bei Crashvorgängen bei Rumpfsektionen von Bedeutung, da

hier die für die Energieabsorption relevanten Schadensbereiche meist unter einer Kombination von Druck und Biegung stehen.

Um eine verbesserte Aussage über die Gelenkbildungen in Rumpfstrukturen treffen zu können, empfiehlt es sich somit, die Strukturen unter realen crashrelevanten Druck-Biege-Lasten zu testen. Um dies zu ermöglichen, muss im ersten Schritt das relevante Verhältnis aus Biegung und Druck entsprechend dem zu zertifizierenden Lastfall für das zu untersuchende Bauteil identifiziert werden.

Das Verhältnis aus Biege- und Druck-Lasten bei Schadensinitiierung wird vereinfacht als A-Wert bezeichnet. Folglich ist der A-Wert definiert durch

$$A = \frac{\text{Biegemoment}}{\text{Druckkraft}} \quad (2.1)$$

Der A-Wert hat die Dimension einer Längeneinheit und beschreibt somit die Exzentrizität, mit der eine Druckbelastung auf eine Struktur aufgebracht werden muss, um einen definierten Belastungszustand aus Druck und Biegung in dem Bauteil zu erhalten.

## 2.2. Versuchsaufbau für kombinierte Druck-Biege-Belastung

Um das Verhalten von Strukturen unter einem definierten Verhältnis aus Biege- und Drucklasten testen zu können, wurde eine experimentelle Vorrichtung entwickelt, in der dieses Verhältnis gemäß dem Anforderungsprofil eingestellt werden kann. Abbildung 2.1 zeigt den schematischen Aufbau dieser Vorrichtung. Der Prüfkörper muss exzentrisch zur Lasteinleitung zwischen zwei Druckplatten befestigt werden, wobei sichergestellt werden muss, dass sich Krafteinleitung und untere Lagerung während der Testdurchführung in einer Ebene befinden.

## Schließende Gelenkkonfiguration

## Öffnende Gelenkkonfiguration

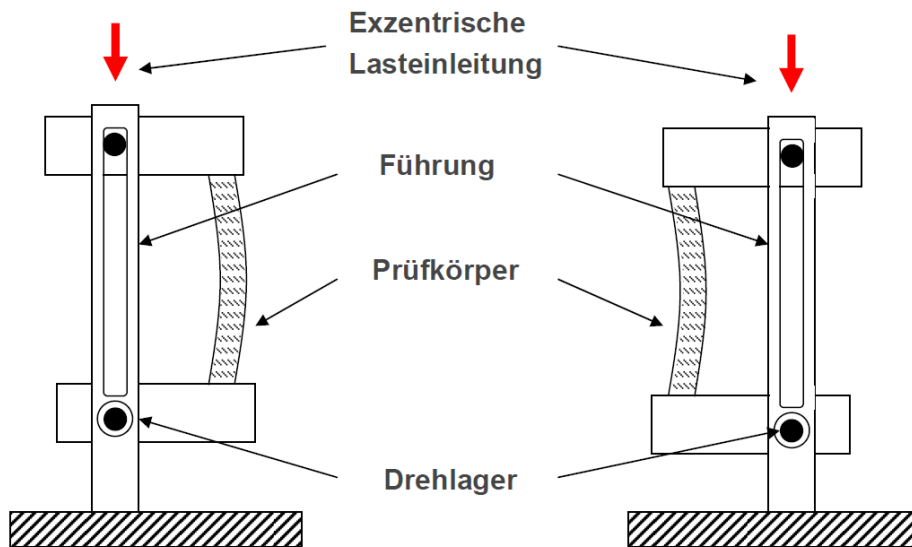


Abbildung 2.1: Schematischer Aufbau zur Untersuchung von Bauteilen unter kombinierter Druck-Biege-Belastung

Die Lagerungen der oberen und der unteren Hebelvorrichtung müssen jeweils momentfrei gestaltet sein, um sicherzustellen, dass die eingeleitete Momentlast nicht verfälscht wird. Abbildung 2.2. zeigt die wichtigsten Designmerkmale der unter diesen Randbedingungen entwickelten Vorrichtung. Die Lasteinleitung erfolgt über Halbzylinder, welche über die ganze Probenbreite auf eine biegeversteifte Hebelvorrichtung drückt. Die Positionierung des Testkörpers bezogen auf die Ebene der Lasteinleitung definiert das benötigte Verhältnis aus Biegung und Druck. Die statischen Untersuchungen wurden in einer modifizierten 4-Säulen-Zwick TYP 1475 TM mit einer maximalen Probenhöhe von 3 m und maximaler Drucklast von 100 kN durchgeführt. Während einer Messung werden der zurückgelegte Weg und die zu jeder Zeit anliegende Kraft abgespeichert.

Um ein repräsentatives Biege-Druckverhältnis für die experimentellen Studien zu identifizieren, wurden im ersten Schritt Crashuntersuchungen an einer generischen doppelschaligen Standard-Rumpfsektion mit einer vertikalen Impactgeschwindigkeit von 6,7 m/s (22 ft/s) und einem VeSCo I Rumpfpaneel-Design durchgeführt. Der Aufbau der generischen Rumpfsektion wird in Kapitel 5 erläutert. Zur Ausgabe der Schnittkräfte wurde der Paneelbereich der unteren Seitenschale zwischen Frachtraumboden und den i.A. senkrecht stehenden Abstreifungen des Passagierbodens ausgewählt, welcher sich aus experimentellen und numerischen Studien als Bereich für eine gezielte Gelenkbildung gut eignet [58].

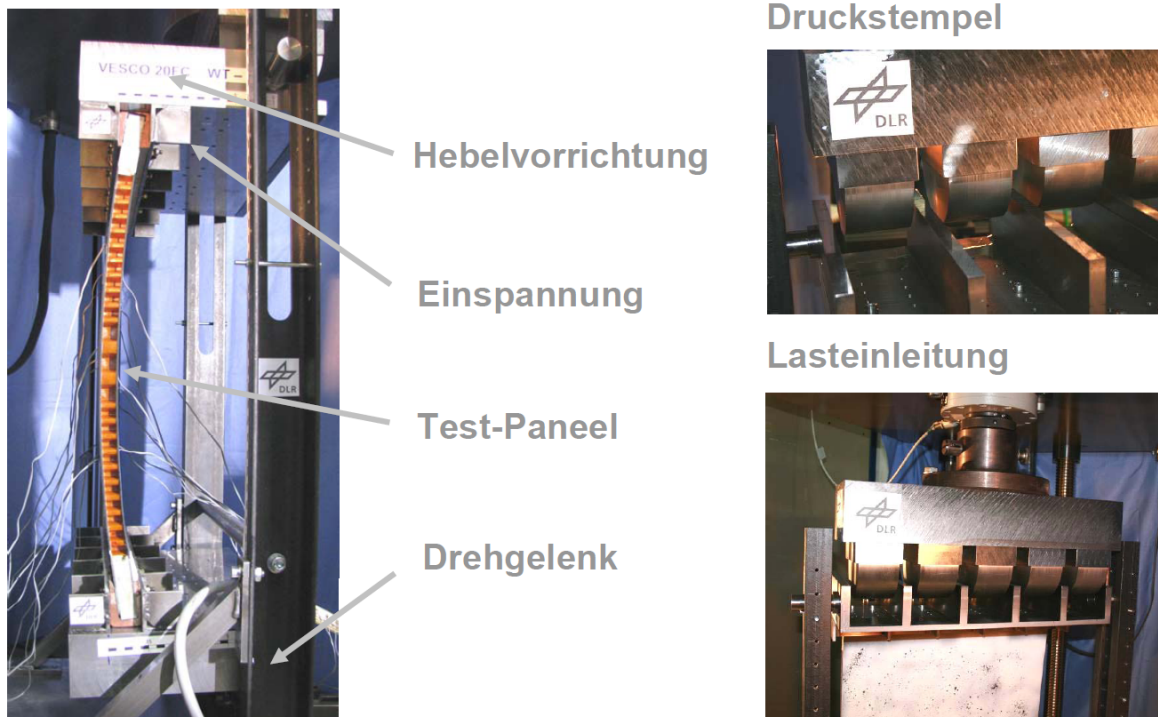


Abbildung 2.2.: Eing gespanntes Testpaneel in der Druck-Biege-Vorrichtung

Abbildung 2.3 zeigt das resultierende Verhältnis aus Biegung und Druck für den ausgewählten Bereich. Das Ergebnis zeigt, dass zu Beginn des Crashvorgangs die Struktur mit einem A - Wert um 100 mm unter starker Druckbelastung steht. Im weiteren Crashverlauf wird dieser Rumpfbereich jedoch zunehmend auf Biegung belastet, was sich in der Zunahme des A - Werts bemerkbar macht. In dem Zeitbereich um etwa 70 ms tritt bei Verwendung einer VeSCo I Rumpfpaneel-Definition eine Gelenkbildung oberhalb der vertikalen Streben und unterhalb des Frachtbodenquerträgers auf. Damit bietet sich dieser Zeitraum für eine kontrollierte Schadensinitiierung an. In diesem Zeitraum befindet sich der A-Wert in der Größenordnung von etwa 200 mm. Das gezielte Eintreten eines Versagens der Struktur müsste somit bei diesem Verhältnis aus Biegung und Druck erfolgen. An monolithischen CKF-Rumpfstrukturen durchgeführte Studien zeigen, dass sich auch bei dieser Bauweise die Biege-Druck-Verhältnisse in ähnlicher Größenordnung befinden. Gemäß simulatorischen Studien von Waimer befindet sich der A-Wert bei der Gelenkbildung bei einem monolithischen Standardrumpf in einem Korridor zwischen 200 mm und 400 mm [58]. Auf Basis dieser Ergebnisse wurde für die experimentellen Studien ein anfängliches Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm definiert, um somit möglichst realitätsnahe Randbedingungen abzubilden.

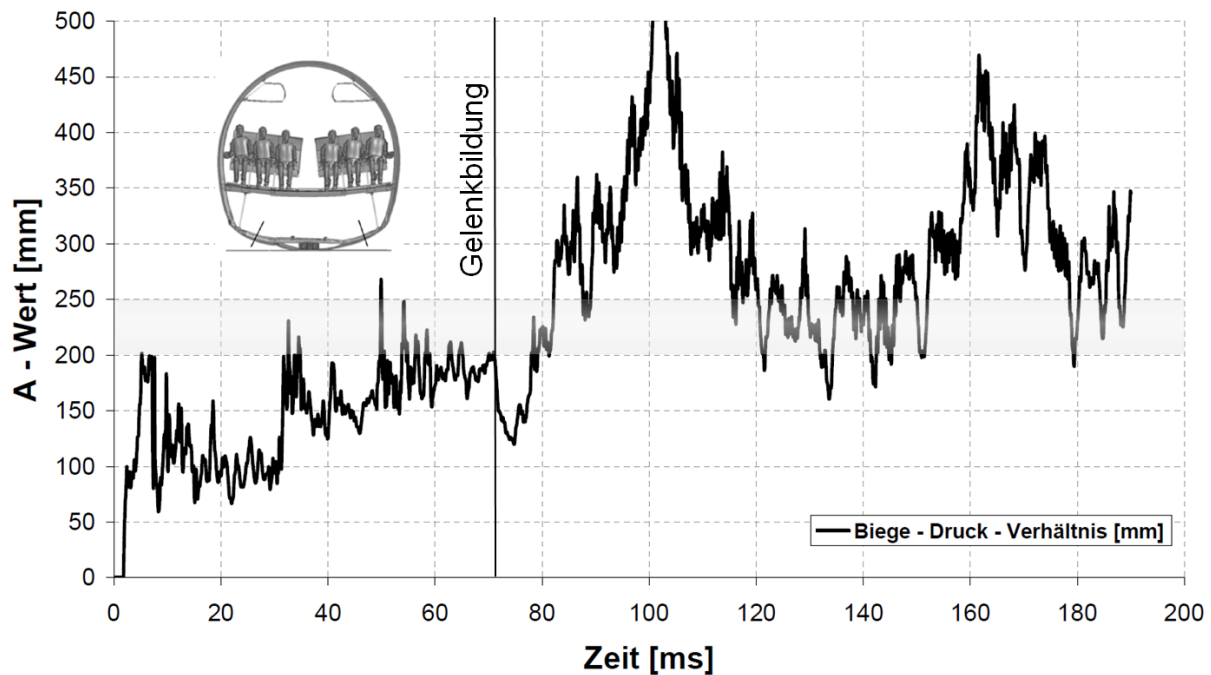


Abbildung 2.3: Biege-Druck-Verhältnis in einem doppelschaligen Rumpfpaneel unter vertikaler Crashlast

Für die Definition eines repräsentativen Testpaneels wurde bei den Abmaßen und der Größe auf die Dimensionen des Standardrumpfs (A320) zurückgegriffen. Aus dem Rumpfdurchmesser eines A320 ergab sich ein repräsentativer Paneelradius von etwa 2000 mm. Die Länge des Paneels mit 650 mm ergibt sich aus der Paneellänge zwischen Frachtbodenquerträger und vertikaler Strebe. Die Breite des Rumpfpaneels wurde durch die Größe des verwendeten Werkzeugs zur Herstellung der Deckschichten auf 500 mm begrenzt.

Um das Einleiten der Momente und Kräfte fehlerfrei zu gewährleisten, ist an den jeweiligen Rändern im Krafteinleitungsbereich die Kernstruktur durch Aluminiumblöcke ersetzt. Zur Vermeidung eines Versagens im direkten Übergangsbereich zwischen Aluminiemeinspannung und Faltkern auf Grund entstehender Spannungsüberhöhungen, wurde die Kernstruktur in diesem Bereich lokal ausgeschäumt, um in diesem Bereich die Kernstabilität durch die stützende Wirkung des Schaums zu erhöhen. In Abbildung 2.4 sind Aufbau und Dimensionen der Testpaneele schematisch dargestellt.

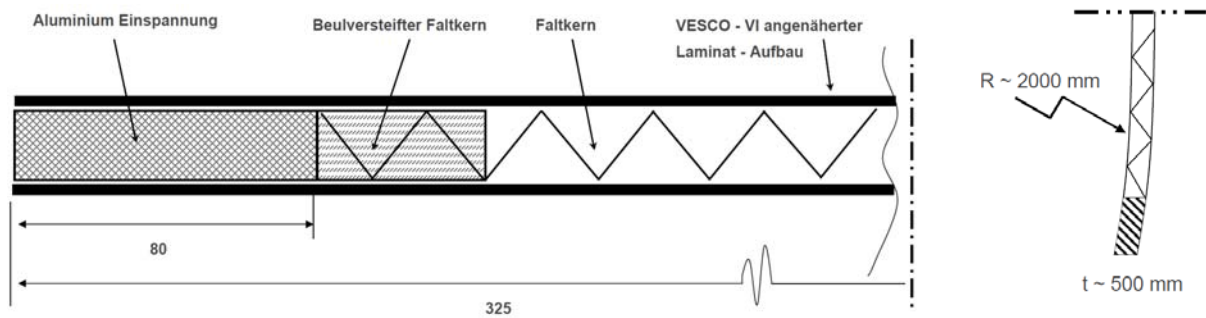


Abbildung 2.4: Aufbau und Dimensionen der Testpaneele für die Druck-Biege-Untersuchung

Die Laminatdefinition der Deckschichten orientiert sich an der VeSCo VI Rumpfdefinition [76]. Im Gegensatz zur VeSCo I Definition, in der die Außenschicht primär als Schadendetektionsschicht fungiert, nähert sich das VeSCo VI Sandwichdesign bei einer Außenhautdicke von 1.8 mm und einer Innenhautdicke von 2.1 mm einem symmetrischen Sandwichdesign an. Aus Kosten- und Komplexitätsgründen war eine direkte Übernahme des exakten VeSCo VI Aufbaus nicht möglich, da die Decklagen aus einer Kombination von GFK- und CFK-Gewebe- und UD-Tapelagen bestehen.

Zur Vereinfachung wurde die leichte Asymmetrie durch einen symmetrischen Sandwichaufbau mit einheitlicher Deckschichtdicke von 2 mm ersetzt, wobei die CFK-Gewebelagen durch zwei UD-Lagen repräsentiert sind. Die GFK-Gewebelagen wurden wegen ihrer geringen Steifigkeit vernachlässigt. Der Aufbau der Deckschichten ist in Abbildung 2.5 dargestellt. Als Kern wurde die innerhalb der Forschungsprogramme EMIR und CELPACT entwickelte Faltkernstruktur des Instituts für Flugzeugbau / Universität Stuttgart verwendet [43]. Als CFK-Material kam das Carbon/Epoxy Cytech HTS/977-2 Prepreg System zur Anwendung, welches als Material für doppelschalige Rumpfstrukturen vorgesehen ist und auch aktuell im Flugzeugbau Anwendung findet [59]. Um ein Verständnis für die strukturellen Eigenschaften der Decklagenlaminare zu erhalten, wurde zu Beginn des Testprogramms ein Laminatcharakterisierungsprogramm durchgeführt. Hierzu wurden die E-Moduln und Querkontraktionszahlen in Umfangs- und Längsrichtung sowohl in Zug- als auch in Druckrichtung aus jeweils drei Laminatproben bestimmt.



Nr. 1)	Material	Dicke [mm]	Ausrichtung 2) [ $\phi$ ]
1	CFK - TAPE	0.125	90
2	CFK - TAPE	0.125	0
3	CFK - TAPE	0.125	90
4	CFK - TAPE	0.125	0
5	CFK - TAPE	0.125	0
6	CFK - TAPE	0.125	45
7	CFK - TAPE	0.125	- 45
8	CFK - TAPE	0.125	0
9	CFK - TAPE	0.125	0
10	CFK - TAPE	0.125	- 45
11	CFK - TAPE	0.125	45
12	CFK - TAPE	0.125	0
13	CFK - TAPE	0.125	0
14	CFK - TAPE	0.125	90
15	CFK - TAPE	0.125	0
16	CFK - TAPE	0.125	90
<b>DECKLAGEN - LAMINATBELEGUNG</b>			

1.) von außen nach innen

2.) Referenzachse: Schalenzylinderachse

\* Laminatbelegung gilt für Innen - und Außenhaut

Abbildung 2.5: Vereinfachter VeSCo VI - Laminataufbau für die Deckschichten der doppelschaligen Testpaneele

Abbildung 2.6 zeigt die verwendeten Prüfvorrichtungen und die dem Test zugrunde liegenden Normen. Wie aus dem Laminataufbau erkennbar, weist der Sandwichverbund eine höhere Steifigkeit in Flugrichtung als in Umfangsrichtung auf; die für den Crashfall relevante Steifigkeit in Umfangsrichtung ist um 38% geringer als in Flugrichtung. Des Weiteren zeigen die Messungen, dass die Drucksteifigkeit um bis zu 6% geringer ist als auf Zug. Damit befindet sich die neutrale Achse des Sandwichverbundes trotz identischem Laminataufbau beider Decklagen nicht exakt in dessen Mittelebene.


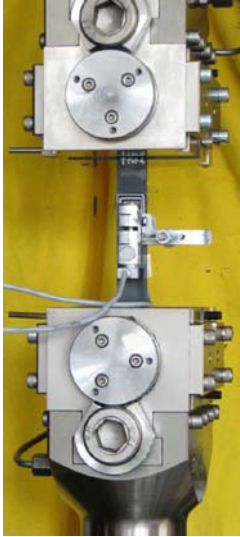
Druckvorrichtung	Druckeigenschaften	Zugvorrichtung	Zugeigenschaften
 <p>ASTM D6641</p> <p>[61]</p>	<p>E-Modul_Umfang : 47.00 GPa</p> <p>E-Modul_Flugrichtung : 78.34 GPa</p> <p>Versagensdehnungen</p> <p>Umfang_Druck : -1,09%</p>	 <p>DIN EN ISO 527</p> <p>[60]</p>	<p>E-Modul_Umfang : 50.04 GPa</p> <p>E-Modul_Flugrichtung : 81.70 GPa</p> <p>Querkontraktion</p> <p>Längs_Umfang : 0.18</p> <p>Umfang_Längs : 0.21</p> <p>Versagensdehnungen</p> <p>Umfang_Zug : 1,02 %</p>

Abbildung 2.6: Vorrichtungen und ermittelte Laminatdaten aus der Materialcharakterisierung

Basierend auf den gemessenen Lamineigenschaften konnten sowohl die Eingabeparameter für die impliziten Studien generiert als auch die Materialformulierungen für die explizite Simulation validiert werden. Aus den gemessenen Lamineigenschaften können folgende Eigenschaften des Testpaneels ermittelt werden:

Biegesteifigkeit  $D_B$ : 11762663 kNmm<sup>2</sup>  
(Umfangsrichtung)

Biegesteifigkeit : 1940965 kNmm<sup>2</sup>  
(Flugrichtung)

Drucksteifigkeit  $D_N$ : 94000 kN  
(Umfangsrichtung)

Drucksteifigkeit : 156680 kN  
(Flugrichtung)

Lage der neutralen Achse : 12.23 mm / 11.77 mm

Höhen :           Komplett : 24 mm           Kern : 20mm           Decklagen : 2 mm

Unter Druck-Biegung werden über beide Belastungsanteile ein Spannungs- bzw. ein Dehnungsfeld in den tragenden Deckschichten induziert, die somit zur Gesamtbelastung und zur Schädigung des doppelschaligen Paneels beitragen. Die über die Druckbelastung eingebrachte Dehnung in den Deckschichten kann über Normalkraft-Dehnungsbeziehung ermittelt werden.

$$\varepsilon_N = \frac{F}{D_N} \quad (2.2)$$

Bei  $D_N$  handelt es sich um die verschmierte Längssteifigkeit  $\overline{EA}$  des Sandwichverbundes, welche sich aus der Integration der Längssteifigkeit der Einzelschichten ergibt. Der Dehnungsanteil aus der Biegung kann für jede Schicht in Abhängigkeit von der neutralen Faser  $z_{NA}$  und der Exzentrizität  $a$  und der Biegesteifigkeit  $D_B$  bestimmt werden.

$$\varepsilon_B = \frac{F a z_{NA}}{D_B} \quad (2.3)$$

Aus den Gleichungen (2.2) und (2.3) kann der Dehnungsanteil der Normalkraft in Bezug zum anliegenden Dehnungszustand in den Deckschichten berechnet werden. Jedoch wird abhängig vom Belastungszustand der Deckschicht die Normalkraft zur Biegedehnung addiert bzw. subtrahiert. Damit kann der Anteil der Normalkraftdehnung an der Gesamtdehnung wie folgt ermittelt werden.

$$\Pi = \frac{\varepsilon_N}{\varepsilon_B \pm \varepsilon_N} = \frac{1}{1 \pm \frac{D_N}{D_B} a z_{NA}} \quad (2.4)$$

Der Dehnungsanteil durch die Normalkraft in Bezug auf die Gesamtdehnung ist somit unter Vernachlässigung geometrischer und materieller Nichtlinearitäten von der Krafteinwirkung unabhängig. Neben den strukturellen Eigenschaften des Sandwichverbundes in Bezug auf Normalkraft und Biegung wird der Anteil am Dehnungsfeld nur durch das Biege-

Druckverhältnis beeinflusst. Somit kann für das gegebene Testpaneel der Normalkraftanteil in Abhängigkeit des A-Werts ermittelt werden. In Abbildung 2.7 ist der Normalkraftanteil für die druckbelastete innere Deckschicht über den A-Wert dargestellt. Es ist erkennbar, dass bei einem geringen Verhältnis der Normalkraftanteil die dominierende Belastung darstellt, jedoch die Bedeutung dieser Belastung bei zunehmender Exzentrizität stark abnimmt. In dem für den Crashfall interessanten Verhältnis aus Biegung und Druck von 150 mm und 400 mm befindet sich der Dehnungsanteil durch die Normalkraft jedoch noch zwischen 6.5% und 2.5%. Damit stellt bei der untersuchten Paneeldefinition die Biegung die definierende Belastungsart dar. Jedoch muss bedacht werden, dass der Normalkraftanteil in das Dehnungsfeld beider Deckschichten einfließt und somit die Bedeutung des Normalkraftanteils auf die Belastung erhöht wird. Zusätzlich ist der Normalkraftanteil abhängig von der Druck- und Biegesteifigkeit des Sandwichverbundes. Insbesondere bei der Verwendung von Sandwichstrukturen mit geringeren Deckschichtdicken ist der Normalkraftanteil auch bei höheren Biege-Druckverhältnissen von entscheidender Bedeutung.

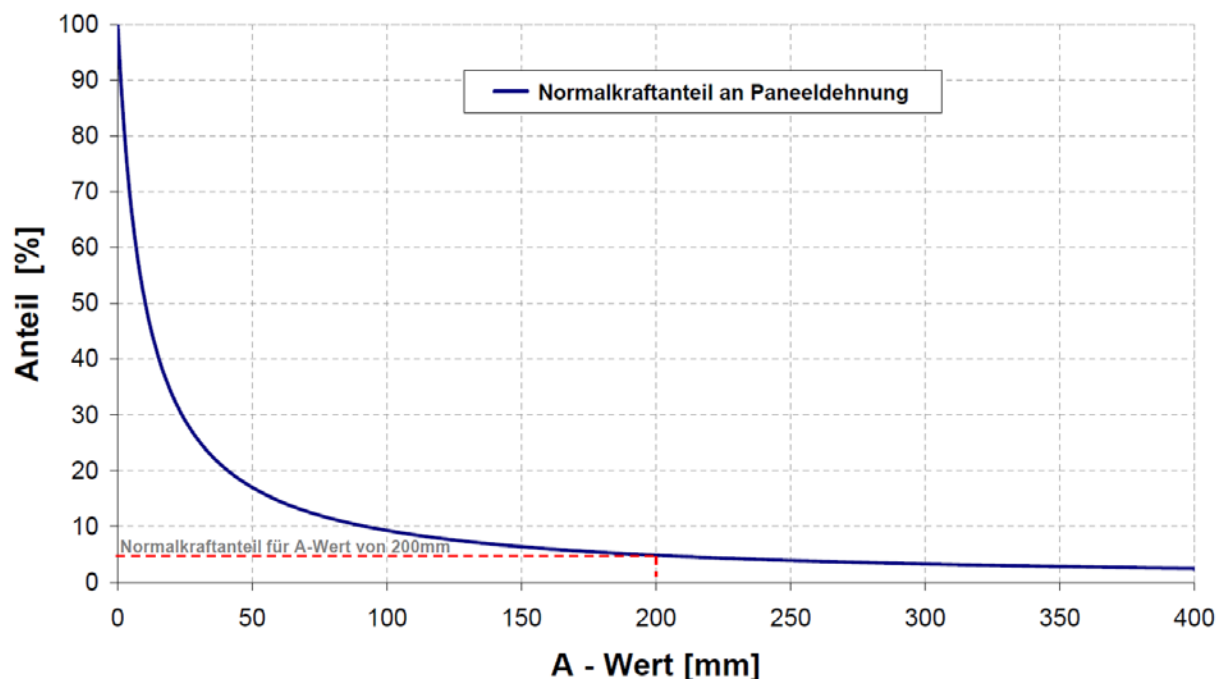


Abbildung 2.7: Dehnungsanteil auf Grund der Normalkraft über den A-Wert für das untersuchte doppelschalige Rumpfpaneel

### 2.3. Versagen eines ungestörten Sandwichpaneels unter Druck-Biegung

Um ein Verständnis hinsichtlich des Versagens eines doppelschaligen Rumpfpaneels unter kombinierter Druck-Biege-Belastung zu erhalten, wurde im ersten Schritt das Versagen eines Paneels mit ungestörtem Faltkern unter einem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm untersucht. Zur Krafteinleitung wurden zylindrische Druckstempel mit einer konstanten Geschwindigkeit von 2 mm/min exzentrisch nach unten geführt und die daraus folgenden Verschiebungen bzw. Kräfte ausgegeben. Zur weiteren Information wurden Dehnmessstreifen im zentralen Paneelbereich beidseitig mit jeweils 50 mm seitlichen Randabstand angebracht. Zur Ermittlung des A-Werts wurden die Dehnungen sowohl an der Zug- als auch an der Druckseite abgenommen.

In Abbildung 2.8 ist der Deformationszustand des Rumpfpaneels bei verschiedenen Druckstempellasten dargestellt. Dabei ist das hohe Deformationsvermögen des Rumpfpaneels erkennbar, bevor dieses bei 29.6 kN Druckstempellast versagt.

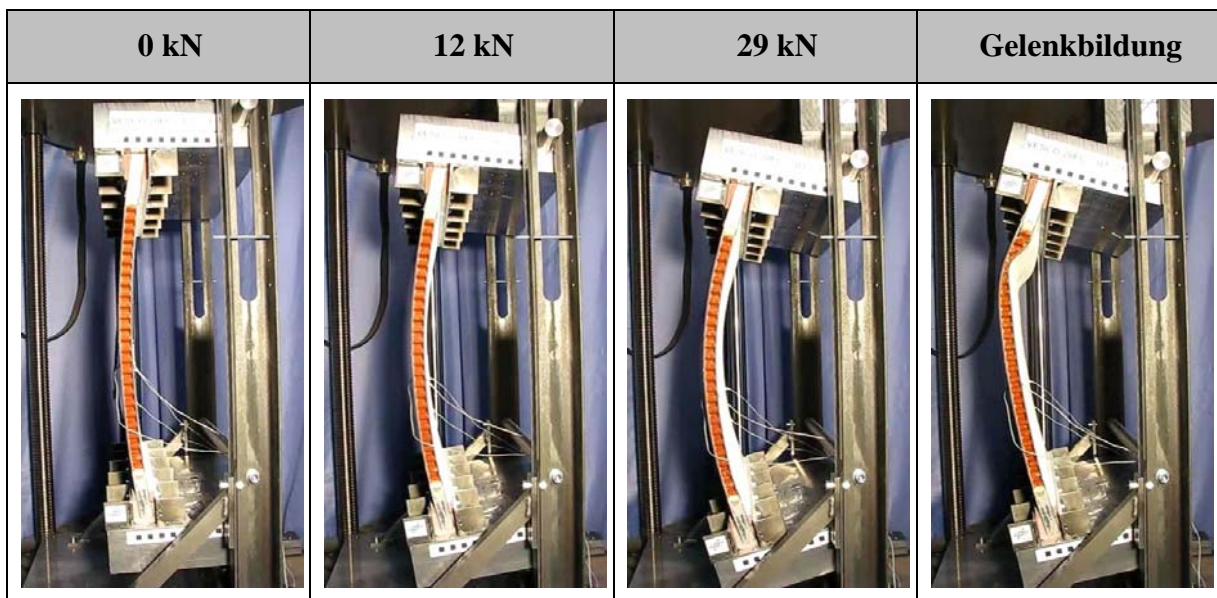


Abbildung 2.8: Versagen des ungestörten Faltkernpaneels unter kombinierter Druck-Biege-Belastung

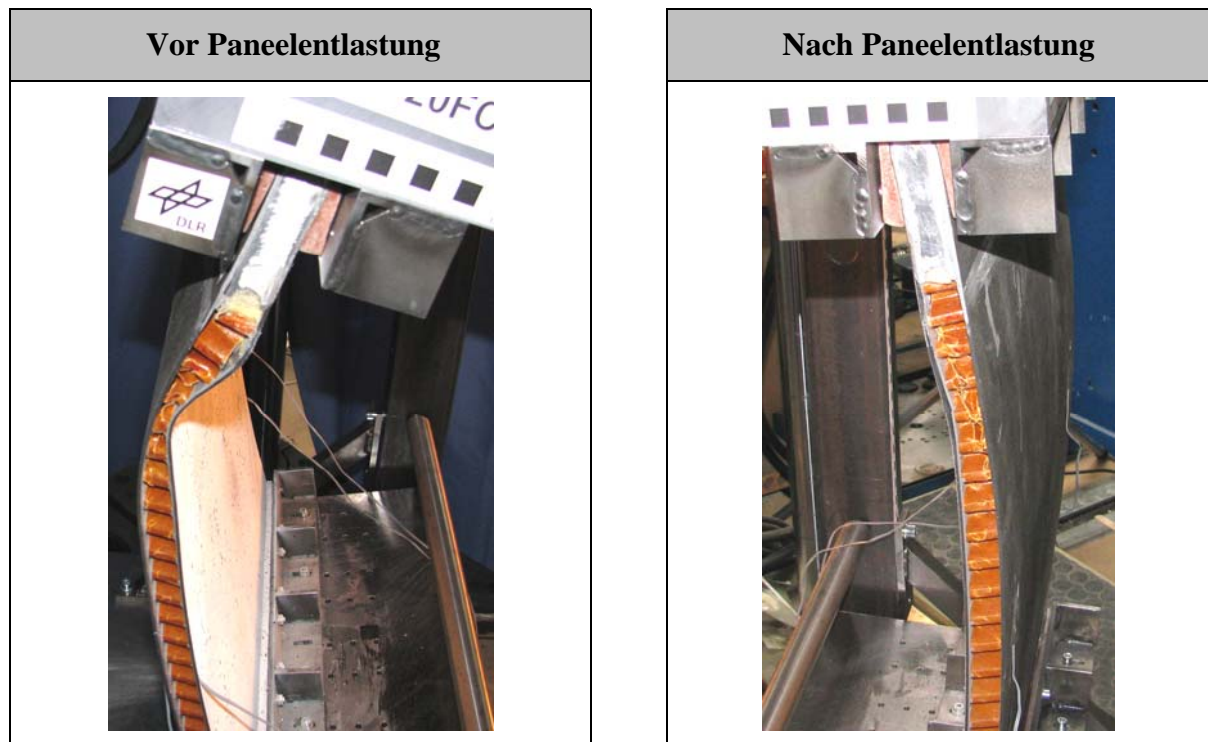


Abbildung 2.9: Schadensbild des ungetriggerten Rumpfpanels

Die Schädigung tritt jedoch nicht im Bereich des größten Biegemoments auf, welches sich in der verformten Struktur im mittleren Paneelbereich befindet. Die Schädigungsposition im oberen Paneeldrittel deutet auf zusätzliche Belastungen im Spannungsbereich am Übergang der Aluminiumversteifung zur Kernstruktur hin. In den später durchgeführten impliziten Studien, die in Kapitel 4 beschrieben werden, konnten die zur Schädigung führenden Randeffekte numerisch nachgewiesen werden. Eine detaillierte Aufnahme des Versagensbildes ist in Abbildung 2.9 dargestellt. Deutlich erkennbar ist das entstehende Gelenk, welches im weiteren Crashverlauf wegen der lokal reduzierten Biegesteifigkeit hohen Einfluss auf die Crashkinematik nehmen würde. Im Gelenkbereich ist die Kernstruktur lokal bis zur Komprimierung gestaucht. Im Gegensatz zu der umfangreichen Zerstörung der Kernstruktur zeigen die beiden Deckschichten interessanterweise keine äußerlichen Schädigungen auf. Damit wurden auch während der Gelenkbildung die Versagensspannungen der Deckschichten nicht erreicht. Die bis auf lokale Delaminationen intakten Deckschichten sind aus dem Blickwinkel der Crashsicherheit positiv einzustufen, da trotz eingetretener Paneelschädigung und Gelenkbildung die strukturelle Integrität einer Rumpfstruktur nicht gefährdet wäre. Auch im Falle eines entstehenden Brands würden beide Deckschichten die Insassen vor einem schnellen Feuereintritt in die Kabine schützen.



Die geringe Schädigung der Deckschicht führt nach Entlastung zu einem vollständigen Aufrichten des Testpaneels, was durch das Entspannen der verbleibenden gespeicherten elastischen Deformationsenergie in den Deckschichten erklärt werden kann. Somit ist trotz der immensen Paneelschädigung nach der Entlastung von außen eine Schädigung visuell nicht direkt detektierbar. Das Ausmaß der Schädigung würde damit nur durch die Anwendung einer NDT-Methode (Non Destructive Testing) erkennbar.

Um die Detektierbarkeit dieser Schädigung durch NDT zu prüfen und die Kernschädigung genauer zu analysieren, wurde das zerstörte Paneel mit Hilfe der CT-Technologie analysiert. In Abbildung 2.10 sind die erhaltenen CT-Aufnahmen innerhalb und außerhalb der Gelenkzone dargestellt. In den Aufnahmen ist der geschädigte Bereich sehr deutlich durch einen Streifen gestauchten und damit zerstörten Faltmusters erkennbar. Außerhalb des Gelenkbereichs zeigen die Aufnahmen hingegen ein ungeschädigtes Kernmuster.

Somit umfasst der Schädigungsbereich nur wenige Einheitsmusterbreiten im Faltkern. Daraus wird ersichtlich, dass ein progressives Ausbreiten der Kernschädigung in Umfangsrichtung während der Gelenkbildung schnell unterdrückt wird.

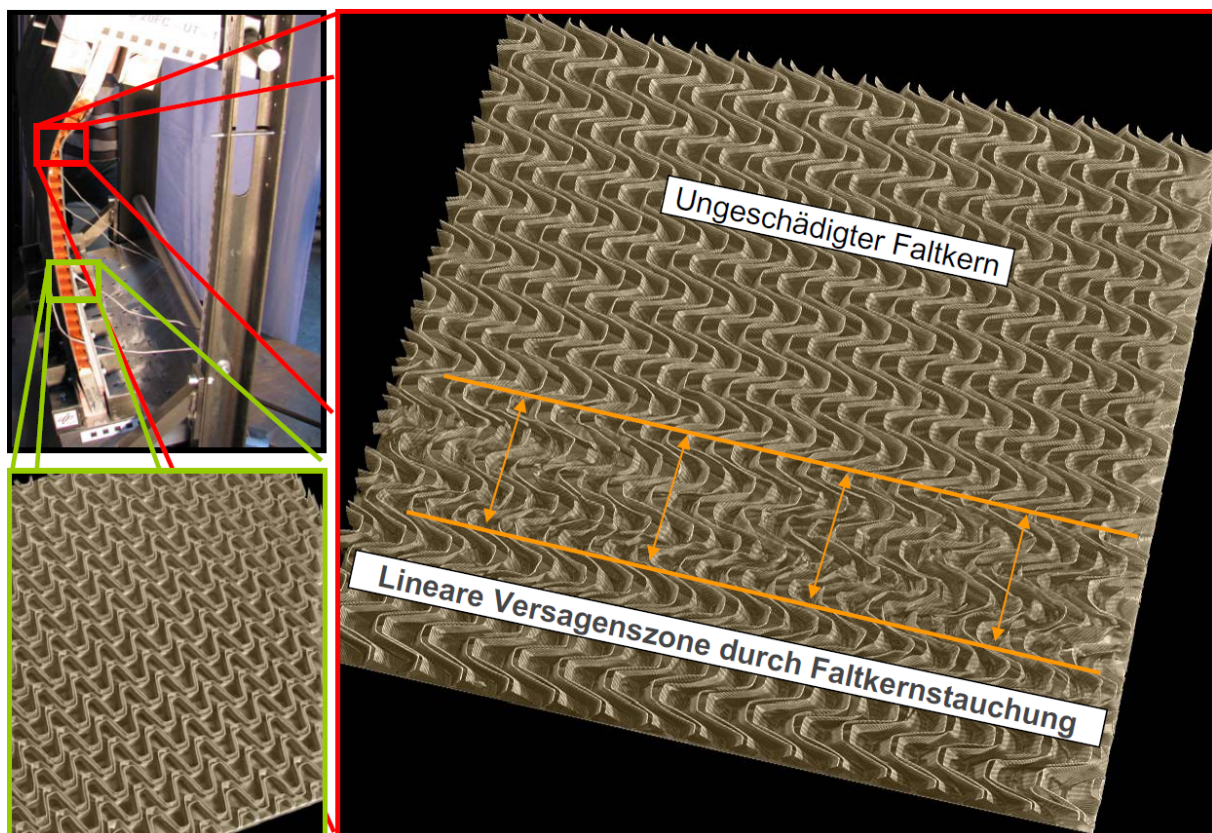


Abbildung 2.10: Computertomografische Aufnahmen der geschädigten Kernstruktur

In Abbildung 2.11 sind die gemessenen Dehnungen für die DMS Position 4 und 6 während des Druck-Biege-Versuchs dargestellt. Daraus wird die umfangreiche Belastung der Deckschichten in dem Test deutlich. Die Messwerte zeigen Zugdehnungen auf der Paneelaußenseite zwischen 0.71% und 0.73% und Druckdehnungen auf der Paneelinnenseite zwischen 0.84% und 0.9%. Der Unterschied in den auftretenden Dehnungen zwischen Zug und Druck macht den Einfluss der überlagerten Druck- und Biegebelastung offensichtlich. Zwar dominieren unter diesem Belastungszustand die Biegebelastungen, jedoch würde bei einer Untersuchung bei reiner Momentlast die Bedeutung der für die Gelenkbildung definierenden Drucklasten der Paneelinnenseite unterschätzt. Die hohen Druckdehnungen von bis zu 0.9% zeigen, dass die maximale Tragfähigkeit des Laminats von 1.09% Versagensdehnung auf Druck annähernd erreicht wird, jedoch vor dem Laminatversagen durch die einsetzende Schädigung der Kernstruktur eine Entlastung eintritt. Dieses Druckdehnungsniveau in der inneren Deckschicht kann nur auf Grund der stützenden Wirkung der Kernstruktur erlangt werden. Bei monolithischen Strukturen wird die Tragfähigkeit auf Druck durch das Einsetzen von Instabilitäten bei weit geringeren Druckniveaus begrenzt. Während die Paneelaußenseite auf Zug ein relativ lineares Verhalten bis Bruch aufzeigt, wird bei der druckbelasteten Paneelinnenseite ab einer Belastung von 15 kN im Dehnungsverlauf eine Nichtlinearität erkennbar.

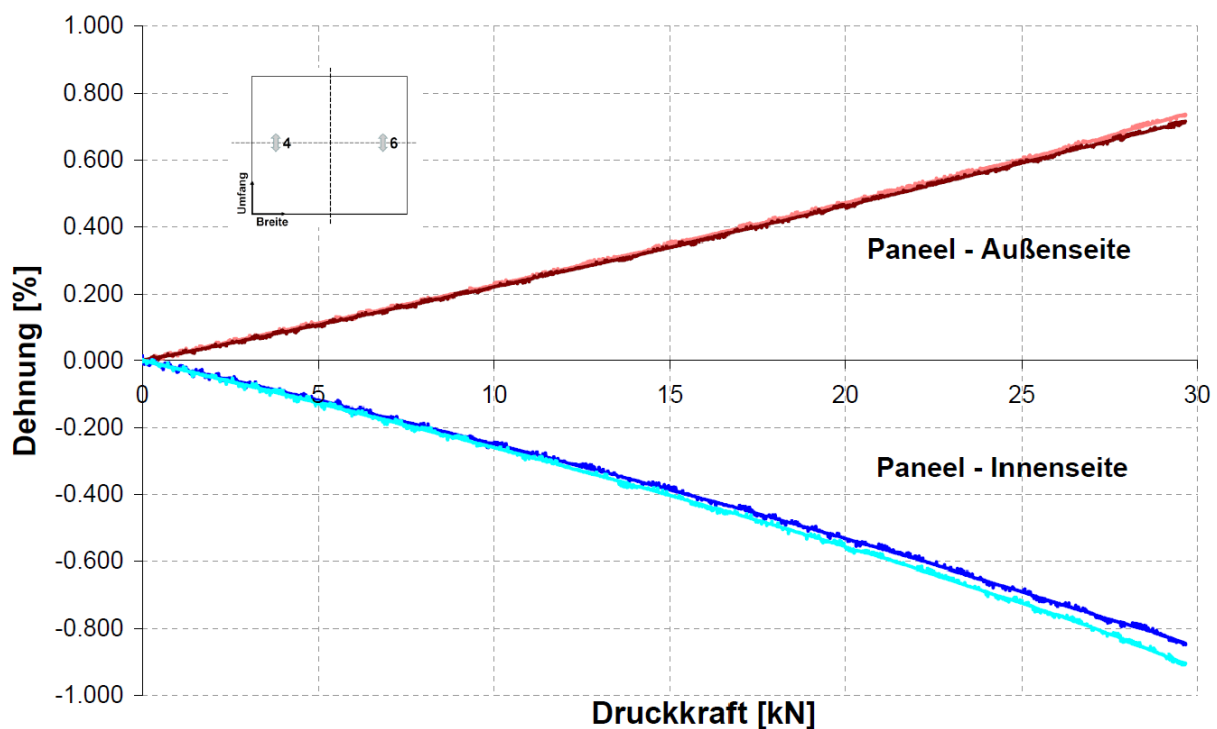


Abbildung 2.11: Ermittelte Dehnungen des ungetriggerten Faltwabenpaneele unter kombinierter Druck-Biege-Belastung



Die hohen Dehnungen und damit der große Ausnutzungsgrad der Deckschichten bei Eintritt des Versagens deuten auf ein hohes Energieabsorptionspotential doppelschaliger Strukturen hin. Damit haben doppelschalige Strukturen das Potential, kinetische Impactenergie in elastische Deformationsenergie umzuwandeln und in den Decklagen zu speichern. Diese Energie wird bei Eintritt der Gelenkbildung zum größten Teil durch die Zerstörung der Kernstruktur und durch das Ausbilden hochenergetischer Schockwellen absorbiert. In Kapitel 3 wird über das gemessene Kraft-Weg-Diagramm des Druckstempels anhand einer Energiebetrachtung auf das Energieabsorptionsvermögen doppelschaliger Strukturen bei Gelenkbildung genauer eingegangen.

Das hohe elastische Deformationsvermögen führt bei Biegelasten zu einer Vergrößerung des Hebelarms, was zu einer Veränderung des Biege-Druck-Verhältnisses führt. Während die Information der Druckbelastung über die Stempellasten zu jedem Zeitpunkt bekannt ist, kann das anliegende Biegemoment nur über die Anwendung der Dehnungsinformationen erhalten werden. Wegen der Breite des Testpanels von 500 mm und die damit nicht mehr vernachlässigbaren Einfluss der Querdehnung während der Biegebelastung bietet sich zur Beschreibung der Biegebelastung die Differenzialgleichung des Plattenstreifens an, welche sich von der Differenzialgleichung des Balkens um den Faktor  $(1 - \nu^2)$  unterscheidet. Es ergibt sich für die Biegedehnung  $\varepsilon_B$  und den anliegenden Moment  $M_B$  folgender Zusammenhang:

$$\varepsilon_B = \frac{M_B z_{NA}}{(1 - \nu^2)EI} \quad (2.5)$$

Bei  $EI$  handelt es sich um die Biegesteifigkeit des Sandwichverbundes und bei  $z_{NA}$  um den jeweiligen Abstand von der neutralen Achse. Da die Laminatcharakterisierung eine unterschiedliche Druck- und Zugsteifigkeit ergab, ist die neutrale Achse in Bezug zur Mittelebene leicht in Richtung druckbelastetes Innenpaneel verschoben. Im untersuchten Belastungsfall ergibt sich die Gesamtdehnung an jeder Position über die Summierung der jeweiligen Dehnungsanteile aus Biegung  $\varepsilon_B$  und Druck  $\varepsilon_C$ .

$$\varepsilon_{ges} = \varepsilon_B + \varepsilon_C \quad (2.6)$$

Die aus dem Druckanteil resultierende Dehnung lässt sich leicht über das Hooksche Gesetz ermitteln. Durch Einsetzen des Druckdehnungsanteils aus dem Hookschen Materialgesetz und des Biegedehnungsanteils gemäß Gleichung (2.5) in Gleichung (2.6) mit Berücksichtigung der Orientierung der Biegebelastung in der jeweiligen Deckschicht lassen sich die Dehnungen der zugbelasteten Paneelseite  $\varepsilon_Z$  bzw. der druckbelasteten Paneelseite  $\varepsilon_D$  wie folgt beschreiben:

$$\begin{aligned}\varepsilon_Z &= \frac{M_B z_{NA}}{(1-\nu^2)EI} - \frac{F_D}{EA} \\ \varepsilon_D &= -\frac{M_B (h_{ges} - z_{NA})}{(1-\nu^2)EI} - \frac{F_D}{EA}\end{aligned}\tag{2.7}$$

Durch Subtraktion der beiden Dehnungsgleichungen kann der Druckterm aus den Gleichungen eliminiert und auf das Moment aufgelöst werden. Damit ergibt sich ein einfacher Zusammenhang zwischen den beiden an den äußeren Decklagen gemessenen Dehnungen und dem einwirkenden Biegemoment.

$$M_B = (1-\nu^2)EI \left( \frac{\varepsilon_Z - \varepsilon_D}{h_{ges}} \right)\tag{2.8}$$

Da die Kraft in dem Druckstempel bekannt ist, kann der A-Wert und damit die Auslenkung des Paneels aus der anliegenden Druckkraft und dem aus den gemessenen Dehnungsdaten ermittelten Biegemoment errechnet werden. Abbildung 2.12 zeigt den über den Bruchversuch erhaltenen A-Wert an beiden Messpositionen 4 und 6. Die Ergebnisse zeigen eine kontinuierliche Zunahme des A-Werts über die Belastung. Der A-Wert von zu Beginn leicht über 200 mm steigt dabei über die weitere Druckbelastung bis auf über 250 mm an. Somit kann die hohe Durchbiegung des Rumpfpaneels auch aus den Dehnungsinformationen extrahiert werden. Bei einer Anfangsexzentrizität von 200 mm kommen durch die Durchbiegung zusätzliche 50 mm Exzentrizität dazu.

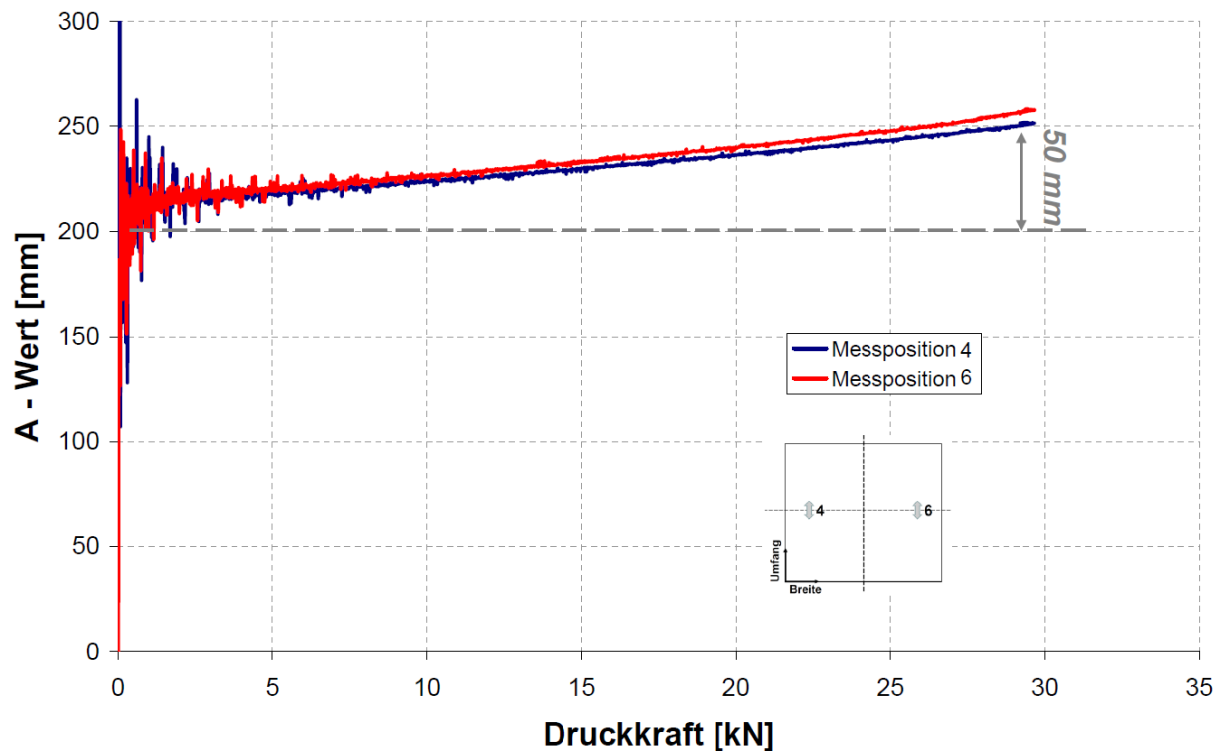


Abbildung 2.12: Gemessene Veränderung des Biege-Druck-Verhältnisses über die Druckbelastung

Diese zusätzliche Exzentrizität wäre bei Vorgabe eines zu untersuchenden Biege-Druck-Verhältnisses zu berücksichtigen, was wiederum ein genaues Verständnis über die einsetzende Schädigung voraussetzt.

## 2.4. Bewertung der Ergebnisse

Die durchgeführten Untersuchungen unter kombinierter Druck-Biege-Belastung zeigen einerseits, dass diese Methodik die Komplexität und die Kosten im Vergleich zu der klassischen 4-Punkt - bzw. 3-Punkt-Biegeversuch erhöht, da die Untersuchung größere Prüfbauteile benötigt, um einen realistischen Belastungszustand in den strukturellen Komponenten zu erhalten. Andererseits wird die Relevanz der zusätzlichen Druckkomponente in den durchgeführten Messergebnissen erkennbar. Daraus folgt, dass bei einer detaillierten Analyse der Schadensinitiierung von Gelenkmechanismen eine Vernachlässigung der Drucklasten eine signifikante Fehlerquelle darstellt. Dies ist insbesondere für Gelenkmechanismen von Bedeutung, deren Versagensinitiierung sensibel auf den zusätzlichen Normalkrafteintrag reagiert. Dennoch sind auch weiterhin vereinfachte

Untersuchungen unter reiner Biegebelastung sinnvoll, da diese wegen der geringeren Komplexität kostengünstige und schnelle Analysen unterschiedlichster Gelenkkonzepte ermöglicht.

In den durchgeführten Untersuchungen an doppelschaligen Rumpfpaneelen mit ungestörtem Faltkern konnte eine Schadensinitiierung durch Kernversagen identifiziert werden. Die erhaltene Position außerhalb des Bereichs der maximalen Belastung deutet jedoch auf Einspannungseffekte im Bereich der Krafteinleitung hin, deren zusätzlicher Spannungseintrag die Schädigung initiierte.

### **3. Kerntriggerkonzept für doppelschalige Rumpfpaneele**

In diesem Kapitel wird das entwickelte Kerntriggerkonzept vorgestellt und die Funktionsweise mit Hilfe eines Komponententests unter identischen Rahmenbedingungen nachgewiesen. Der Ursprung der zum Kernversagen führenden Spannungen wird diskutiert und anhand von räumlichen photogrammetrischen Dehnfeldmessungen visualisiert. Mit Hilfe eines weiteren Komponententest bei reduzierter Druck-Biege-Belastung wird die Robustheit des Triggerkonzepts untersucht.

#### **3.1. Funktionsweise des Kerntriggerkonzepts**

Um eine gutmütige Crashkinematik für ein Flugzeug zu gewährleisten, muss die aufschlagende Rumpfsektion ein umfangreiches Anforderungsprofil erfüllen. Zum einen sollten die belasteten Bauteile erst bei maximaler struktureller Auslastung versagen, um die maximale Energie bei Versagenseintritt zu absorbieren. Zum anderen wird das Versagensniveau durch die maximal ertragbaren Beschleunigungslasten der Passagiere nach oben begrenzt, wobei eine gesicherte Crashkinematik über eine größtmögliche Anzahl von Impactszenarien sicher und robust gewährleistet sein muss. Dieses enge Anforderungsprofil bedingt für einen CFK-Rumpf ein gezielt progressives Einsetzen von Versagenszonen, welches durch das Einbringen von definierten Triggersystemen in die Struktur ermöglicht werden kann. Obwohl sich zahlreiche Triggermechanismen -wie z.B. Bevel Trigger, Ply drop off etc.- für das definierte Einleiten von Stauchmodi kompressionsbelasteter CFK-Bauteile im Automobilbau und in der Luftfahrt etabliert haben, sind Mechanismen für die gezielte Gelenkbildung bei CFK-Strukturen technologisch schwierig zu lösen und derzeit aus diesem Grund in der industriellen Anwendung nicht sehr verbreitet. Für die Triggerung eines kinematischen Gelenks kommt erschwerend hinzu, dass dieses innerhalb des statischen Belastungsspektrums aus Normal- und Biegelasten das strukturelle Verhalten nicht beeinflussen, bei einer festgesetzten Belastung jedoch eine kontrollierte und robuste Gelenkbildung garantieren sollte.

Während dieses Anforderungsprofil bei einer monolithischen Bauweise nur durch gezielte Schwächung der Spantstruktur erreicht werden kann, bietet die doppelschalige Rumpfbauweise durch die Kernstruktur eine zusätzliche strukturelle Komponente, die für die Triggerung verwendet werden kann.

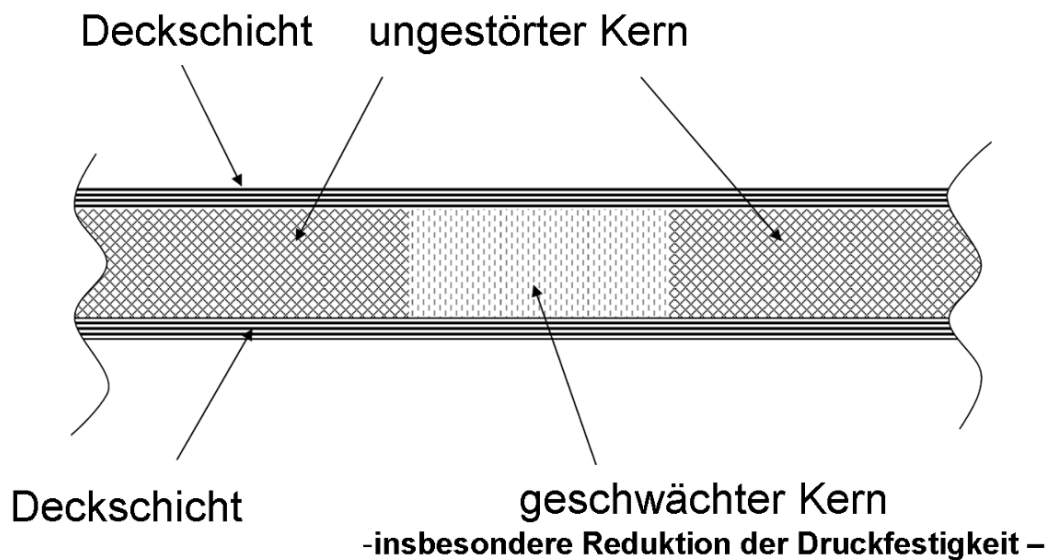
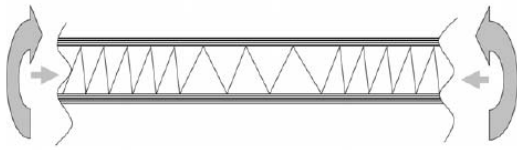


Abbildung 3.1: Merkmale des Kerntriggerkonzepts [57]

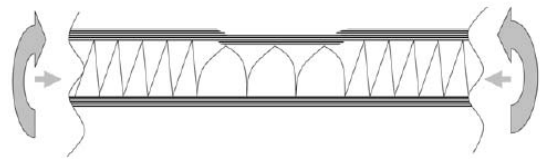
Insbesondere der erhaltene Versagensmodus eines kollabierenden Kern unter crashrelevanter Biege-Druck-Belastung deutet die Möglichkeit an, einen Triggermechanismus in die Kernstruktur zu integrieren, ohne die für die statischen Lasten bedeutsamen Deckschichten zu schwächen. Die primäre strukturelle Aufgabe einer Kernstruktur ist die Schubübertragung zwischen druck- und zugbelasteter Deckschicht. Damit bedingt die Integration einer Triggerung in die Kernstruktur einen möglichst geringen Einfluss auf dessen Schubsteifigkeit. Um die schubübertragende Funktion des Sandwichkerns möglichst nicht zu beeinflussen, bietet sich zur Triggerung insbesondere ein Versagensmodus auf Grund der sich im Kern entwickelnden Druckkräfte an. Unter diesen Randbedingungen wäre eine lokale Reduktion der Kerndruckfestigkeit notwendig. In Abbildung 3.1 sind die für eine Kerntriggerung notwendigen Merkmale schematisch dargestellt. Demzufolge bietet die Kerntriggerung bei Einhaltung der geforderten Schubsteifigkeit die Möglichkeit, durch eine lokale Schwächung auf Druck einen Triggermechanismus in eine doppelschalige Primärstruktur zu integrieren, ohne das statische Anforderungsprofil der Struktur zu gefährden.

Abbildung 3.2 zeigt schematisch die Funktionsweise des Kerntriggerkonzepts. Unterhalb der Triggerlast zeigt der Sandwichverbund nur eine geringfügige Beeinflussung auf seine strukturellen Eigenschaften, jedenfalls so lange die schubübertragende Funktion des Kerns gewährleistet ist. Erst bei Eintritt einer definierten Belastung führen die im Kern entstehenden Druckspannungen zu einem gezielten Kollabieren im Bereich der geschwächten Kernstruktur.

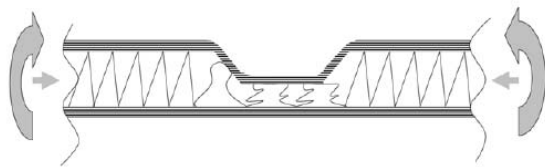
Bereich statischer Belastung



Trigger Initiierung



Stauchung des Kerns



Entwicklung eines Gelenks

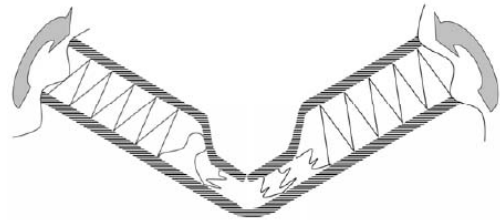


Abbildung 3.2: Funktionsweise des Kerntriggerkonzepts [57]

Durch die Triggerung wird die in dem Paneel als elastische Deformationsenergie gespeicherte Energie durch die Bruchbildung zu einem großen Teil absorbiert. Damit ist für ein hohes Energieabsorptionsvermögen eine starke Materialausnutzung der Deckschichten von Vorteil. Aufgrund der hohen Steifigkeit und Versagensdehnung von Faserverbundmaterialien bieten sich somit FVW als Deckschichtmaterial für eine Kerntriggerung an.

Infolge des initiierten Kernversagens wird die Höhe im Triggerbereich lokal reduziert, was die Biegesteifigkeit in diesem Bereich stark verringert. Im weiteren Crashverlauf führt diese Schwächung zu einer Gelenkbildung an dieser Position. Damit wird durch die Platzierung des Kerntriggers die Gelenkposition und mit der Versagenslast auf Druck die Schadensinitiierung eingestellt. Ein weiterer Vorteil der Kerntriggerung ist die intakte strukturelle Integrität über die Gelenkbildung hinaus. Da die Deckschichten zu Triggerungszwecken nicht geschwächt werden müssen, kann gewährleistet werden, dass mindestens eine Deckschicht auch nach der Gelenkbildung intakt bleibt und diese den Innenraum vor Feuer und eindringenden Gasen schützt.

### 3.2. Triggerintegration in den Faltkern

Bei der Integration eines Kerntriggers ergibt sich insbesondere die Problemstellung, die Druckfestigkeit der Kernstruktur lokal zu reduzieren, ohne in großem Maße deren Eigenschaften auf Schub zu schwächen. Die gestalterische Freiheit gefalteter Kernstrukturen bietet eine Vielzahl von Möglichkeiten, deren strukturelle Eigenschaften gezielt zu beeinflussen. Da Faltkerne sich aus dünnwandigen, flächigen Bereichen zusammensetzen, ist insbesondere bei duktilen Werkstoffen wie Metallblechen und Aramidpapieren eine Versagensinitiiierung auf Grund von Instabilitäten zu beobachten. Um die Auswirkungen einer lokalen Modifikation im Kernbereich zu identifizieren, bieten sich Methoden zur Berechnung von Instabilitäten an.

Beulmodi können unter Schub, Druck und einer Kombination von Biegung und Druck eintreten. Die kritischen Beullasten für eine dünnwandige isotrope Platte können nach [62] auf Schub und auf Druck und-Biegebelastungen wie folgt abgeschätzt werden:

Bei Druck- und Biegebeanspruchung

$$\sigma_k = k \cdot E \cdot \left( \frac{s}{b} \right)^2 \quad (3.1)$$

Bei Schubbeanspruchung

$$\tau_k = k \cdot E \cdot \left( \frac{s}{b} \right)^2 \quad (3.2)$$

Dabei entspricht  $E$  dem Elastizitätsmodul,  $s$  der Dicke des Beulfeldes und  $b$  der Länge der kurzen Seite des Beulfeldes (3.2) bzw. der Länge quer zur Spannungsrichtung (3.1). Bei  $k$  handelt es sich um einen Beulfaktor, der die Auswirkung von Lagerung und geometrischen Randbedingungen auf das Beulverhalten berücksichtigt. Der Faktor kann gemäß dem geometrischen Verhältnis aus den beiden Seiten des Beulfeldes  $b/a$  (kurze Seite zur langen Seite des Beulfeldes) aus Diagrammen entnommen werden [62].

Die Anwendung des beschriebenen analytischen Ansatzes zur exakten Ermittlung der Stabilität von gefalteten Kernstrukturen ist jedoch nicht möglich, da die Komplexität des Materialverhaltens und der Belastungszustände eine genaue Bestimmung des Stabilitätsversagens nicht zulässt. Dennoch können aus den analytischen Gleichungen Ansätze



zur gezielten Modifikation des Versagensverhaltens gefalteter Kernstrukturen abgeleitet werden. Folgende Triggerstrategien können somit zur gezielten Schadensinitiierung angewendet werden.

**Vergrößerung der Flankenbreite** : Das für das VeSCo VI Rumpfdesign favorisierte Faltmuster besitzt, wie in Abbildung 3.3. dargestellt, neben dem Zick-Zack Muster in Umfangsrichtung eine zusätzliche horizontale Flanke. Durch Vergrößerung dieser Flanke reduziert sich in diesem Faltbereich das Verhältnis aus Papierdicke zu Flächenbreite  $(s/b)^2$ . Dabei erhöht die Quadratur die Sensibilität dieser geometrischen Modifikation auf die kritische Beullast. Ein Vorteil dieser Triggerstrategie ist die technologisch unkomplizierte Umsetzbarkeit. Des Weiteren werden durch diese Art der Triggerung die Papiereigenschaften nicht beeinflusst, womit keine zusätzliche Materialcharakterisierung durchgeführt werden muss.

**Verringerung der Papierdicke** : Eine Verringerung der kritischen Beullast kann auch erreicht werden indem im Bereich der Triggerung die Papierdicke lokal reduziert wird. Dies könnte z.B. durch eine lokale Komprimierung des Papiers vor dem Faltprozess erreicht werden. Vorteilhaft ist das auch im Triggerbereich unveränderte Faltmuster. Problematisch ist jedoch die Auswirkung der Komprimierung auf die Papiereigenschaften. Damit ist bei dieser Triggerung eine zusätzliche Materialcharakterisierung notwendig

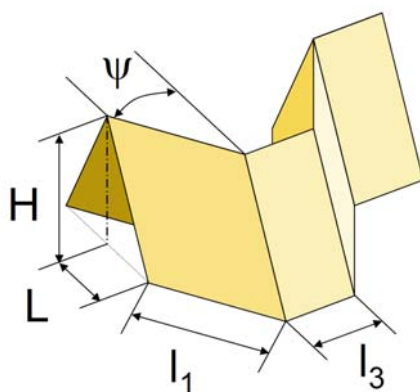
**Reduzierung der Steifigkeit** : Ein gezieltes Einleiten der Instabilität könnte durch die lokale Reduktion der Papiersteifigkeit erzeugt werden. Hierfür müsste das Papier vor dem Faltprozess geschwächt werden. Dies könnte z.B. durch das lokale Perforieren des Papiers erreicht werden. Diese Art der Triggerung bedingt jedoch ein detailliertes Verständnis

über die Auswirkungen der eingebrachten Schädigungen auf die strukturellen Eigenschaften, was auch bei dieser Art der Triggerung eine zusätzliche Materialcharakterisierung notwendig macht.

Änderung des Faltwinkels

: Neben der Veränderung des Beulfeldes, kann auch durch dessen Einspannung die kritische Beullast beeinflusst werden, welche durch den Beulfaktor  $k$  berücksichtigt wird. Bei einem Faltkern kann dies durch eine lokale Modifikation des Faltwinkels  $\psi$  erreicht werden. Die Veränderung hat jedoch im Vergleich zu den andern Lösungen nur geringen Einfluss auf die Beulstabilität.

Gleichung (3.1) und (3.2) zeigen, dass die durchgeführten Veränderungen im Triggerbereich die Stabilität der Kernstruktur auf Schub und Druck auf gleiche Weise schwächt. Damit muss bei einer Kerntriggerung gewährleistet sein, dass trotz der geschwächten Stabilität alle Anforderungen an die Schubübertragung auch von der Kernstruktur im Triggerbereich erfüllt werden.



Parameter		Ungestört	Trigger
Winkel	$\Psi$	30.5°	30.5°
Flankenlänge	$L_1$	12.50 mm	12.50 mm
<b>Flankelänge</b>	<b><math>L_3</math></b>	<b>5 mm</b>	<b>15 mm</b>
Höhe	H	20 mm	20 mm
Papierdicke	t	0.306 mm	0.306 mm
Papierdichte	$\rho$	137.5 kg/m³	137.5 kg/m³

Abbildung 3.3: Faltkerndefinitionen für den ungestörten und den getriggerten Bereich

Für die Untersuchung und Validierung der Kerntriggerung wurde in den durchgeführten Studien die Triggerstrategie der lokal verlängerten Flankenbreite verfolgt, da sich diese Triggerung technologisch ohne großen Mehraufwand realisieren lässt und mit der Verlängerung der Flankenbreite ein Größe existiert, mit welcher die Schadensinitiierung direkt eingestellt werden kann.

Abbildung 3.3 zeigt die Faltparameter für den ungestörten und den getriggerten Bereich. Während der ungestörte Bereich den VeSCo VI Kerndefinitionen entspricht, die auch in den Studien in Kapitel 2 verwendet wurde, wurde im Bereich der Triggerung lediglich die horizontale Flankenbreite von 5 mm auf 15 mm erhöht. Alle weiteren Faltparameter wurden in dem Triggerbereich nicht verändert. Die Festlegung des Verlängerungsfaktors erfolgte primär auf Basis des Nachweises des Kerntriggerkonzepts. Eine detaillierte Analyse, in wie weit die statischen Randbedingungen eine solch ausgeprägte Triggerung in einem realen Rumpfkonzent erlauben würden, wurde im Rahmen eines ersten Funktionsnachweises nicht durchgeführt. Abbildung 3.4 zeigt die zum Nachweis verwendete Kerntriggerung auf Basis der lokal verlängerten Flankenbreiten im Triggerbereich. Die Triggerung wäre im Flugzeug so positioniert, dass der Trigger längs der Flugzeuglängsachse verläuft. Für alle durchgeführten Studien wurde eine Triggerbreite von 103 mm definiert.

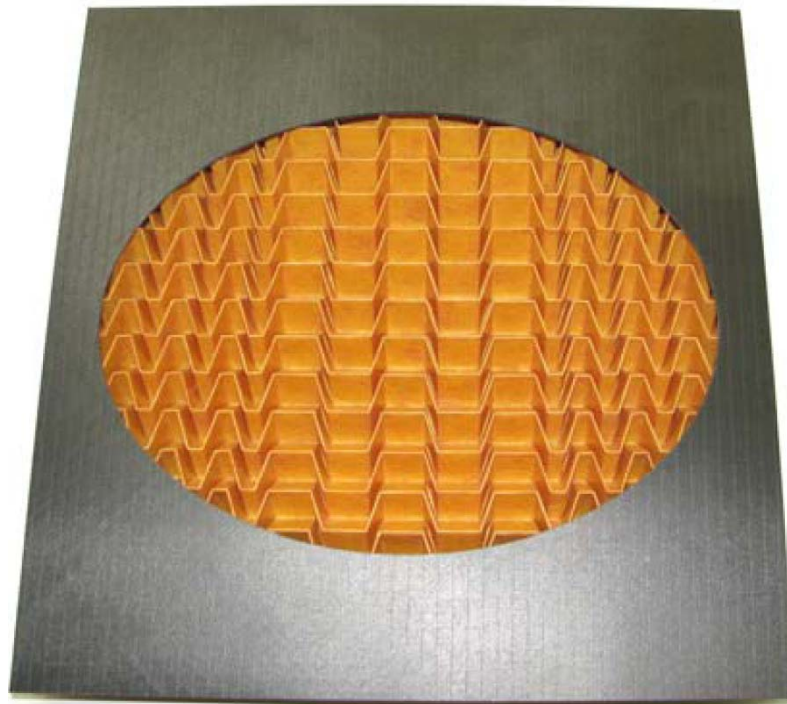


Abbildung 3.4: Sandwichpaneel mit freigeschnittener Deckschicht zur Visualisierung der Faltkerntriggerung [87]

### 3.3. Verifizierung des Triggerkonzepts

Zum Untersuchung der Kerntriggerung wurde das modifizierte Faltkernmuster über einen Streifen von 103 mm in den zentralen Paneelbereich des Faltkerns integriert und unter identischer Druck-Biegebelastung bis zum Bruch belastet. In dem Test entsprachen die Decklagen, die geometrischen Randbedingungen und das verwendete Einspannungskonzept den experimentellen Studien am ungestörten Rumpfpaneel, die dem Kapitel 2 entnommen werden können. Bei der Untersuchung wurde die Exzentrizität der Krafteinleitung so gewählt, dass sich anfänglich im Triggerbereich ein Verhältnis aus Biegung und Druck von 200 mm einstellt. Durch diese identischen Testbedingungen können die Auswirkungen der Kerntriggerung direkt identifiziert werden.

Um eine bessere Auflösung der Verformungszustände über die Paneelfläche zu erhalten, waren an Paneelinnen und -außenseite jeweils neun Dehnmessstreifen gleichmäßig über das Paneel verteilt, wobei diese Dehnmessstreifen auf Paneelinnen und -außenseite identisch positioniert waren. Die Belastung wurde über den Druckstempel weggesteuert mit einer Geschwindigkeit von 5 mm/min quasistatisch auf das Paneel aufgebracht.

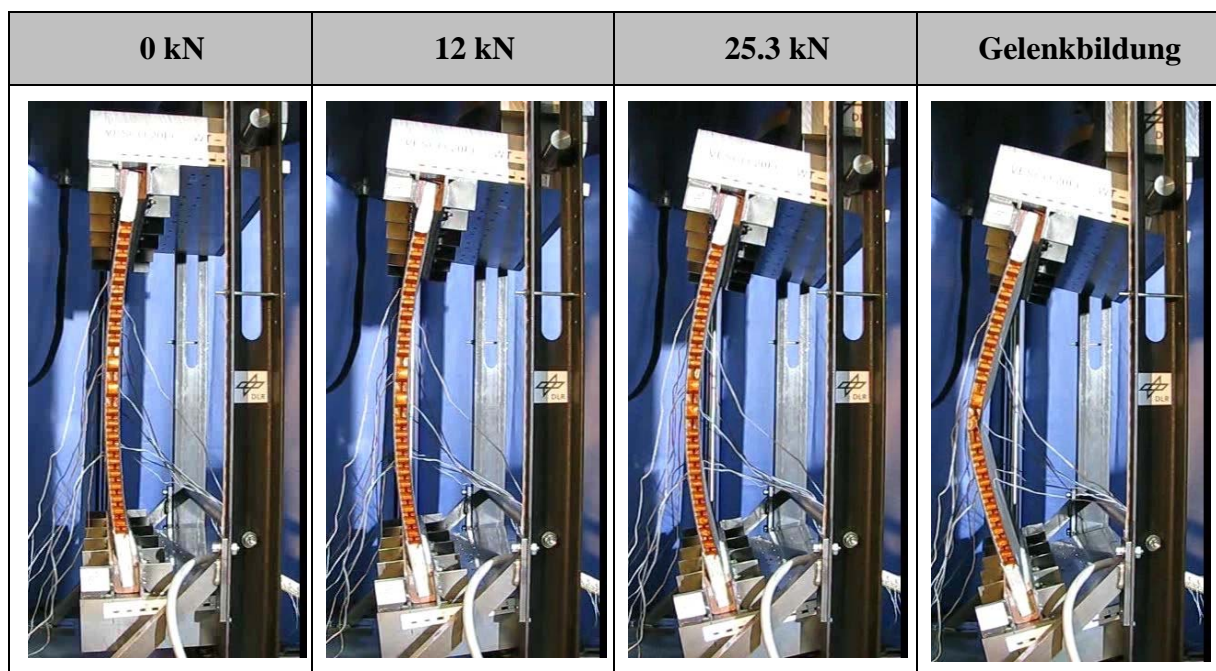


Abbildung 3.5: Versagen des getriggerten Faltkernpanels unter einem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm [87]

In Abbildung 3.5 ist der Deformationszustand des getriggerten Rumpfpaneels bei verschiedenen Druckstempellasten dargestellt. Hieraus ist direkt erkennbar, dass durch die Integration der Triggerung ein verändertes Versagensbild entsteht. Mit Triggerung tritt das Paneelversagen nicht wie in der Untersuchung an dem ungestörten Rumpfpaneel im Bereich der oberen Paneeleinspannung (vgl. Abbildung 2.9) auf, sondern konnte durch die integrierte Kernschwächung gezielt in den Triggerbereich eingeleitet werden, wobei die Kernstruktur im Triggerbereich stark beschädigt wird. Neben der Schädigungsposition spricht auch die erhaltene Reduktion des Kraftniveaus bei Schadensinitiierung für eine erfolgreiche Triggerung. Diese ist mit 25.3 kN im Vergleich zu 29.6 kN um etwa 14% geringer.

Abbildung 3.6 zeigt detaillierte Aufnahmen der Schädigung des getriggerten Rumpfpaneels. In den Abbildungen ist die kollabierte Kernstruktur im Triggerbereich ersichtlich, wobei der Grad der Schädigung an beiden Paneelseiten unterschiedlich ausgeprägt ist. Während auf der einen Seite die Kernstruktur durch die einfallende Deckschicht komplett komprimiert wurde, weist die andere Paneelseite einen geringeren Schädigungsgrad des Faltkerns auf. Dieser Unterschied im Schadensbild lässt auf eine einseitige Schadensinitiierung schließen, die sich progressiv während des schlagartig ablaufenden Versagens dem Trigger entlang bis zur anderen Paneelseite ausbreitete.

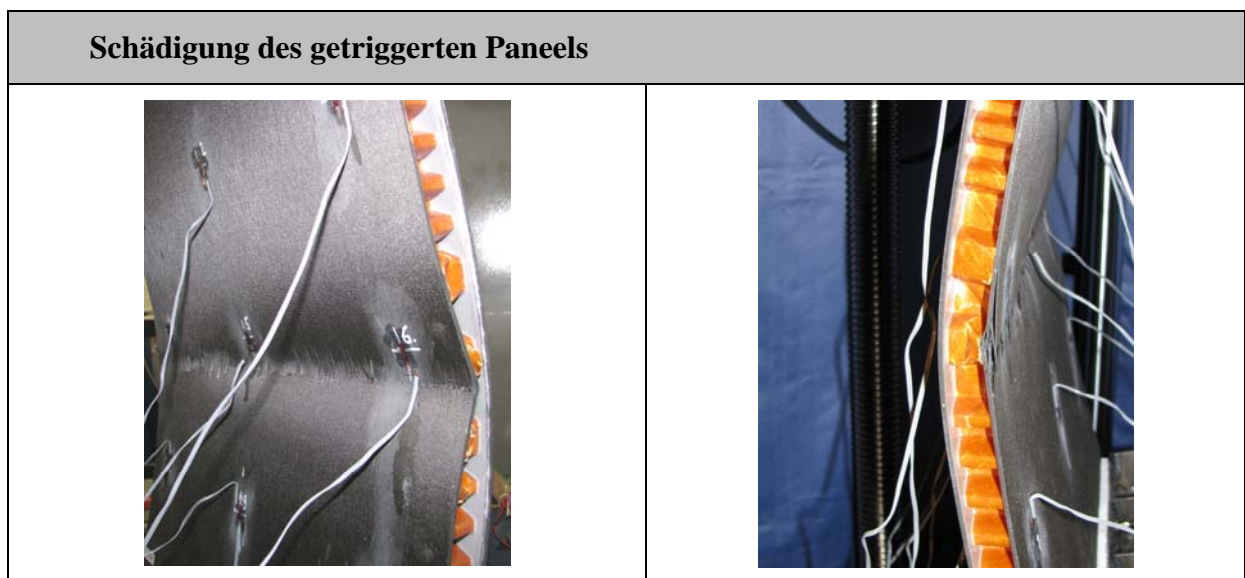


Abbildung 3.6: Schadensbild des getriggerten Rumpfpaneels unter einem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm [87]



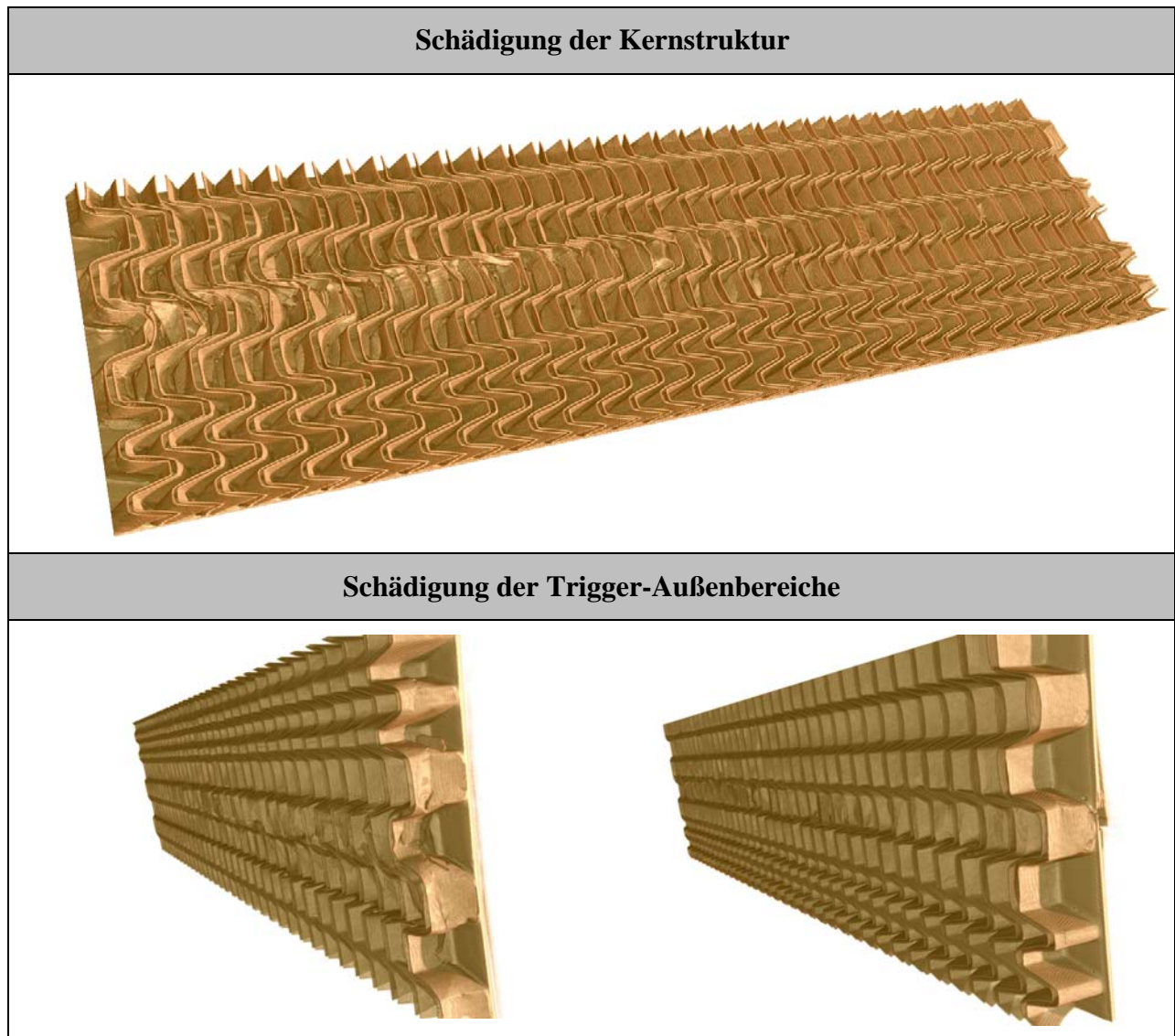


Abbildung 3.7: Computertomografische Aufnahmen der geschädigten Kernstruktur im Triggerbereich [87]

Unterstützt werden diese Annahmen durch die CT-Analysen. Wie in Abbildung 3.7 gut erkennbar, ist der Kern in einem Bereich stark geschädigt, was auf eine lokale Komprimierung durch die Deckschichten schließen lässt, womit auch das Schadensbild die Funktionalität der Triggerung unterstreicht. Dabei ist auch erkennbar, dass die Schädigung von einer Seite ausgehend über den Triggerbereich kontinuierlich abnimmt. Begründet werden kann dies durch die Rissbildung der druckbelasteten Deckschicht während des Versagens. Während die Deckschicht in dem Bereich der ausgeprägten Kernschädigung nur eine geringe Schädigung aufweist, zeigt die andere Paneelseite einen nur leicht geschädigten Kern bei intensiver Deckschicht-Schädigung. Eine mögliche Erklärung dieses Verhalten ist, dass das Kollabieren der Kernstruktur zu ersten Schäden in der inneren Deckschicht führte. Während der weiteren

Schadensausbreitung wurde das Schädigungsmuster eines kollabierenden Kerns durch die Rissausbreitung der inneren Decklager ersetzt. Dies könnte die kontinuierliche Abnahme der Kernschädigung bei gleichzeitiger Zunahme der Deckschichtschädigung begründen.

Daraus könnte geschlossen werden, dass bei einer Kerntriggerung eine nur begrenzt eingebracht Kernschwächung ausreicht, einen kompletten Gelenkmechanismus zu initiieren, da außerhalb des direkten Schadensinitiierungsbereichs die Schadensausbreitung durch die Deckschicht kontrolliert wird.

Obwohl sich in dem Test mit getriggerten und ungestörten Rumpfpaneel eine Schadensinitiierung durch eine kollabierende Kernstruktur zeigt, ist die erhaltene Schädigung der Deckschichten in beiden Fällen unterschiedlich. Während in dem Test ohne Kerntriggerung beide Decklagen nach dem Versagen nur lokale Delaminationsschäden aufwiesen, wird bei jenem mit Kerntriggerung trotz des geringeren Bruchkraftniveaus die druckbelastete Deckschicht bis zum Bruch geschädigt, wobei sich dieser über die ganze Paneelbreite zieht.

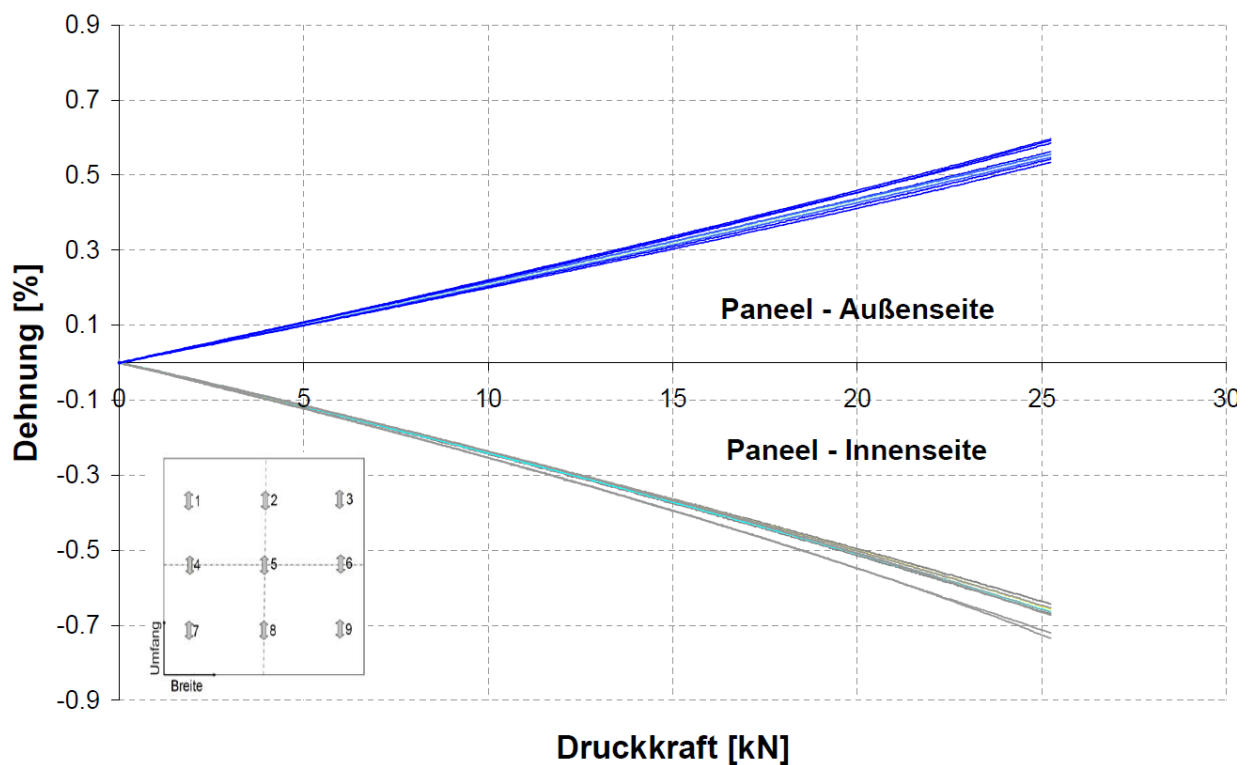


Abbildung 3.8: Längsdehnungen am getriggerten Rumpfpaneel unter einem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm

Mit der lokalen Schwächung der Kernstruktur wird neben der Schadensinitiierung auch die durch den Stauchprozess der Kernstruktur absorbierte Energie gesenkt. Dies könnte bei der Gelenkbildung zu einem erhöhten Belastungseintrag in die Deckschicht und somit zur Schädigung der auf Druck belasteten inneren Deckschicht geführt haben. Jedoch bleibt auch bei dem getriggerten Rumpfpaneel die zugbelastete äußere Deckschicht bei der Gelenkbildung unbeschädigt. Damit ist die strukturelle Integrität nach Paneelversagen auch bei dem getriggerten Rumpfpaneel nicht gefährdet.

Abbildung 3.8 zeigt die gemessenen Längsdehnungen der neun Messpositionen für Innen- und Außenhaut. Der zusätzliche Druckanteil durch den kombinierten Belastungseintrag wird in den gemessenen Dehnungen erkennbar. So entstehen Dehnungen von bis zu  $-0.7\%$  auf dem druckbelasteten Innenpaneel, während bei dem auf Zug belasteten Außenpaneel nur Dehnungen unterhalb  $0.6\%$  gemessen werden. Zusätzlich ist auch der Unterschied in den Dehnungen zwischen den in Umfangsrichtung zentral angeordneten Dehnmessstreifen (Messposition 4, 5, 6) und den äußeren Messpositionen erkennbar. Es zeigt sich ab einer Belastung von  $5\text{ kN}$  eine Diskrepanz im Dehnungsverhalten, welche bis zum Einsetzen des Versagens immer weiter zunimmt. Während der Gelenkbildung wurden im Zentralbereich bis zu  $20\%$  höhere Dehnungen erhalten als an den Messpositionen nahe der Einspannung. Die Ursache für die unterschiedliche Belastung liegt in der Verformung der Struktur, die zu einer Zunahme der Biegebelasten im zentralen Paneelbereich führt.

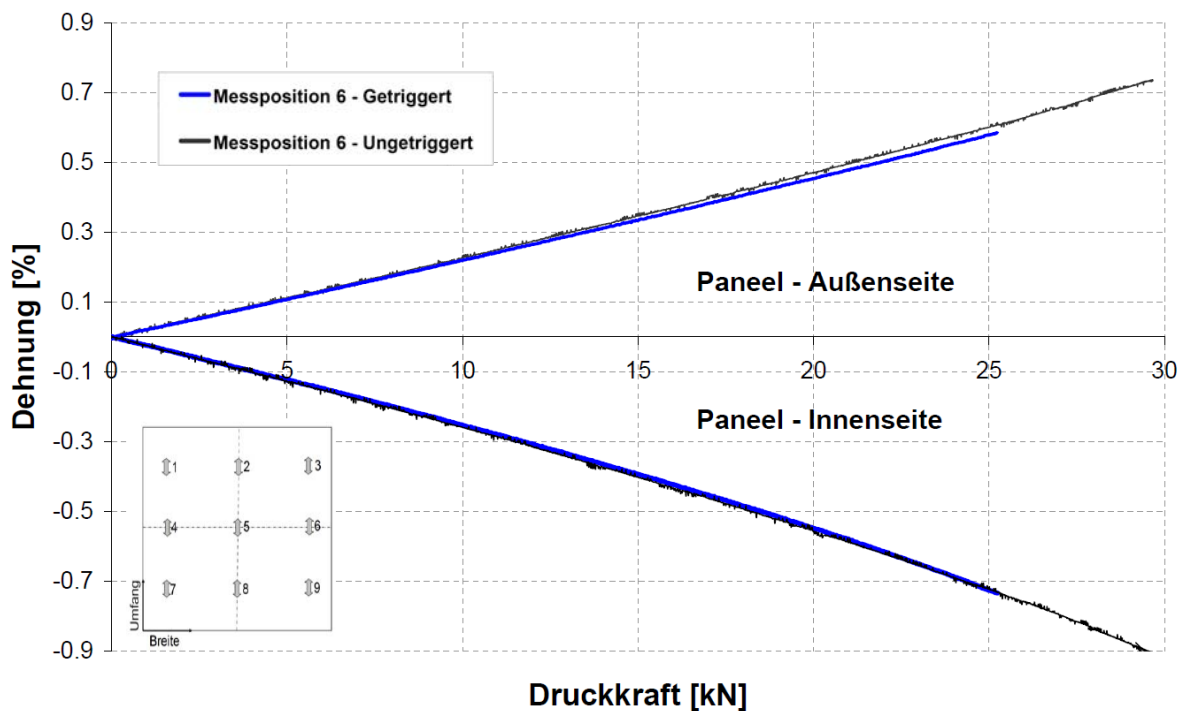


Abbildung 3.9: Einfluss der Triggerung auf die Längsdehnungen unter einem Biege-Druck-Verhältnis von  $200\text{ mm}$



Da die Durchbiegung und damit die Auswirkung der Strukturverformung im zentralen Paneelbereich höher ist als an den äußeren Randpositionen, wird diese unterschiedliche Belastung auch in den Deckschichtdehnungen erkennbar. Dieses Resultat entspricht der gemessenen Zunahme des A-Werts von 25% über die Belastung bei Untersuchung am ungestörten Rumpfpaneel (Abbildung 2.12). Da trotz dieser erhöhten strukturellen Belastung im Zentralbereich Einspannungseffekte bei dem ungestörten Rumpfpaneel zur Schädigung geführt haben, wird das Ausmaß der zusätzlichen Belastung durch die Einspannungs- bzw. Krafteinleitungseffekte deutlich.

Um die Auswirkung der Kerntriggerung auf die Deckschichten zu identifizieren, sind in Abbildung 3.9 die Längsdehnungen an der Messposition 6 für das getriggerte und das ungestörte Rumpfpaneel aufgezeigt. Das übereinstimmende Dehnungsverhalten über die Belastung bei beiden Messungen zeigt, dass einerseits die Testbedingungen bei beiden Experimenten übereinstimmten und andererseits die Kerntriggerung nur geringe Auswirkung auf das strukturelle Tragverhalten des Sandwichverbunds hat. Bei identischem Dehnungsverhalten tritt jedoch die Schädigung durch die Kerntriggerung bei gleichem strukturellem Verhalten früher ein.

Um einen Vergleich der Energieabsorption zu ermöglichen, bietet sich die von dem Druckstempel geleistete Arbeit an. Jedoch muss berücksichtigt werden, dass bei diesem Vorgehen elastische Deformationen der Vorrichtung und Verbindungselemente in das Paneel verschmiert werden. Dies führt zu einer Überschätzung der Energieabsorptionsfähigkeit durch die Gelenkbildung und kann somit nur zur groben Abschätzung der Energieabsorptionsfähigkeit verwendet werden. In Abbildung 3.10 sind die beiden erhaltenen Druckstempellasten über den Verfahrweg dargestellt, wobei die Fläche unter der Kurve der von der Prüfmaschine geleisteten Arbeit entspricht.

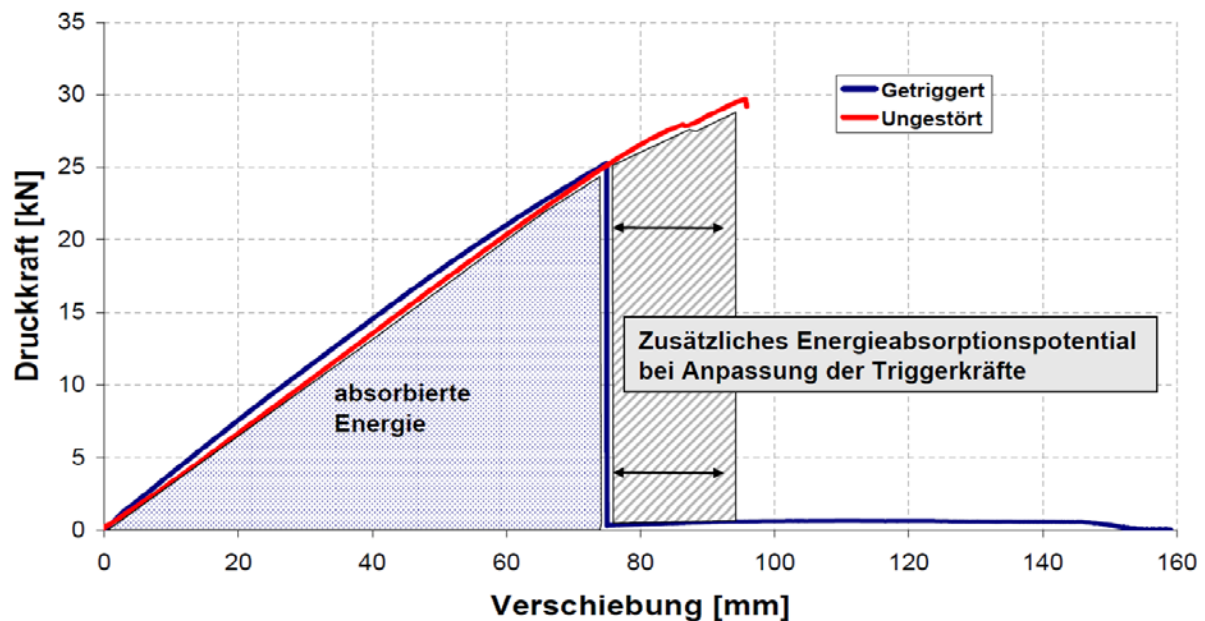


Abbildung 3.10: Einfluss der Kerntriggerung auf das Energieabsorptionsvermögen

Bei dem getriggerten Panel wurde bis weit in den Versagens- bzw. Nachbruchbereich hinein getestet um die Gelenkbildung im Nachbruchbereich zu analysieren. Wegen des geringen Kraftniveaus nach der Gelenkbildung kann davon ausgegangen werden, dass die geschädigte Region in dem weiteren Crashverlauf als kinematisches Gelenk fungiert und somit die weitere Crashkinematik stark beeinflusst. Andererseits ist dieses niedrige Kraftniveau mit einem geringen Energieabsorptionsvermögen in der Gelenkbewegung verbunden. Folglich wird das Energieabsorptionsvermögen einer doppelschaligen Rumpfstruktur mit Faltkerntriggerung primär durch die elastische Deformation und damit durch den Grad der materiellen Ausnutzung der Deckschichten zum Zeitpunkt der Gelenkbildung definiert.

Eine Triggerung ist immer mit einer strukturellen Schwächung verbunden, somit ist auch bei der Kerntriggerung das Energieabsorptionsvermögen der doppelschaligen Rumpfstruktur reduziert. Der Unterschied in der Energieabsorption ist primär in der geringeren Materialauslastung und damit in der geringeren elastischen Verformung der Deckschichten zum Zeitpunkt der Schadensinitiierung begründet. Jedoch bietet das Kerntriggerkonzept die Möglichkeit, durch eine Anpassung der horizontalen Faltkantenbreite die Kernstabilität so weit zu erhöhen, dass die Schadensinitiierung erst bei einem höheren Kraftniveau erfolgt, womit auch die Energieabsorption durch die Gelenkbildung erhöht wäre. Damit bietet die Kerntriggerung bei Verwendung eines Faltkerns die Möglichkeit, die Schadensinitiierung stufenlos dem strukturellen Anforderungsprofil anzupassen.

### 3.4. Die Robustheit des Triggerkonzepts

Nachdem in den durchgeführten Experimenten mit einem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm die Schadensinitiierung mit Hilfe einer Kerntriggerung aufgezeigt werden konnte, wurde mit einem zusätzlichen Paneel mit integrierter Kerntriggerung die Robustheit des Kerntriggerkonzepts untersucht. Für die Robustheit dieses Triggerkonzepts ist insbesondere die Funktionsweise bei unterschiedlichen Belastungszuständen aus Biegung und Druck von Bedeutung. Hierfür wurden die Biege-Druck-Verhältnisse von 140 mm und 180 mm durch die entsprechende Positionierung des Paneels experimentell untersucht. Abbildung 3.11 zeigt die Vorrichtung mit den beiden untersuchten Biege-Druck-Verhältnissen zur Analyse der Robustheit des Triggerkonzepts.

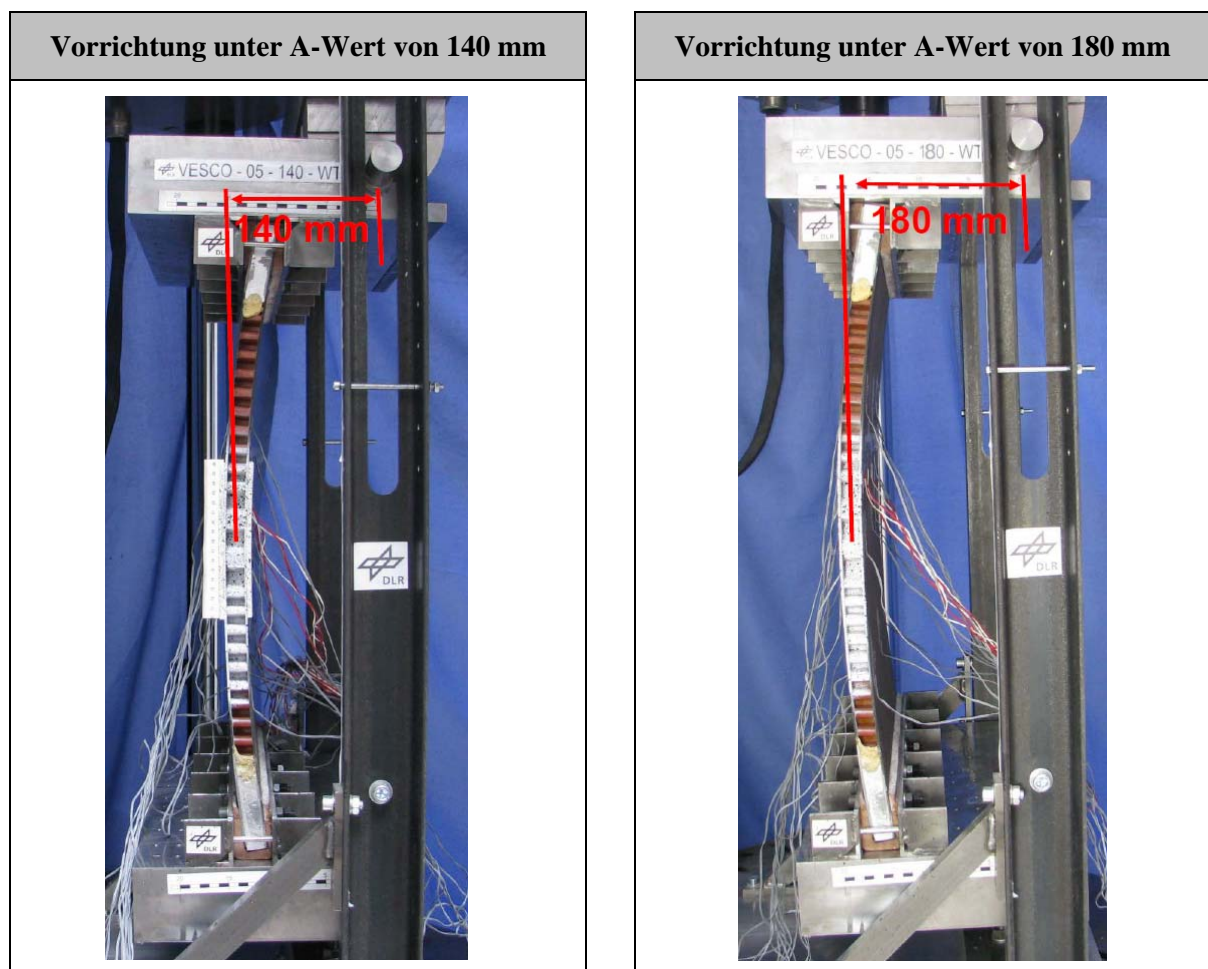


Abbildung 3.11: Vorrichtung bei der Untersuchung der Robustheit der Kerntriggerung auf unterschiedliche Biege-Druck-Verhältnisse

In einem ersten Schritt wurde die Reproduzierbarkeit der Tests analysiert, um den Einfluss von Kriechprozessen bzw. des Setzens von Anbindungselementen auf die Ergebnisse auszuschließen. Für einen A-Wert von 140 mm und 200 mm wurde das Paneel bis zu einer Stempelkraft von 12 kN über drei Vorgänge elastisch belastet und die Dehnungen erfasst. Der Vergleich der Ergebnisse zeigt eine sehr gute Übereinstimmung und damit eine hohe Reproduzierbarkeit der Testergebnisse innerhalb des untersuchten Belastungsrahmens (Appendix-B).

Der finale Bruchversuch wurde bei einem Verhältnis von 180 mm durchgeführt. Abbildung 3.12 zeigt Deformation und Schädigung des getesteten Rumpfpaneels. Die Deformation und Schädigung entspricht der Untersuchung des getriggerten Rumpfpaneels bei einem A-Wert von 200 mm. Bei Erreichen der Maximallast wird im Bereich der Triggerung die Gelenkbildung initiiert, wobei hierdurch sowohl innere Deckschicht als auch Kernstruktur geschädigt werden. Das Versagen tritt bei einer Stempelkraft von 28.8 kN auf, daher bei einer um etwa 12% höheren Stempelkraft gegenüber der Untersuchung bei einem A-Wert von 200 mm. Folglich bedingt die Reduzierung des A-Werts höhere Stempelasten, um eine Schadensinitiierung durch Kerntriggerung zu erhalten. Dies ist primär in der geringeren Biegebelastung bei gleichen Stempelasten begründet. Wie dem Diagramm in Abbildung 2.7 zu entnehmen ist bei den untersuchten A-Werten die Biegebelastung für den Belastungszustand der Deckschichten dominierend.

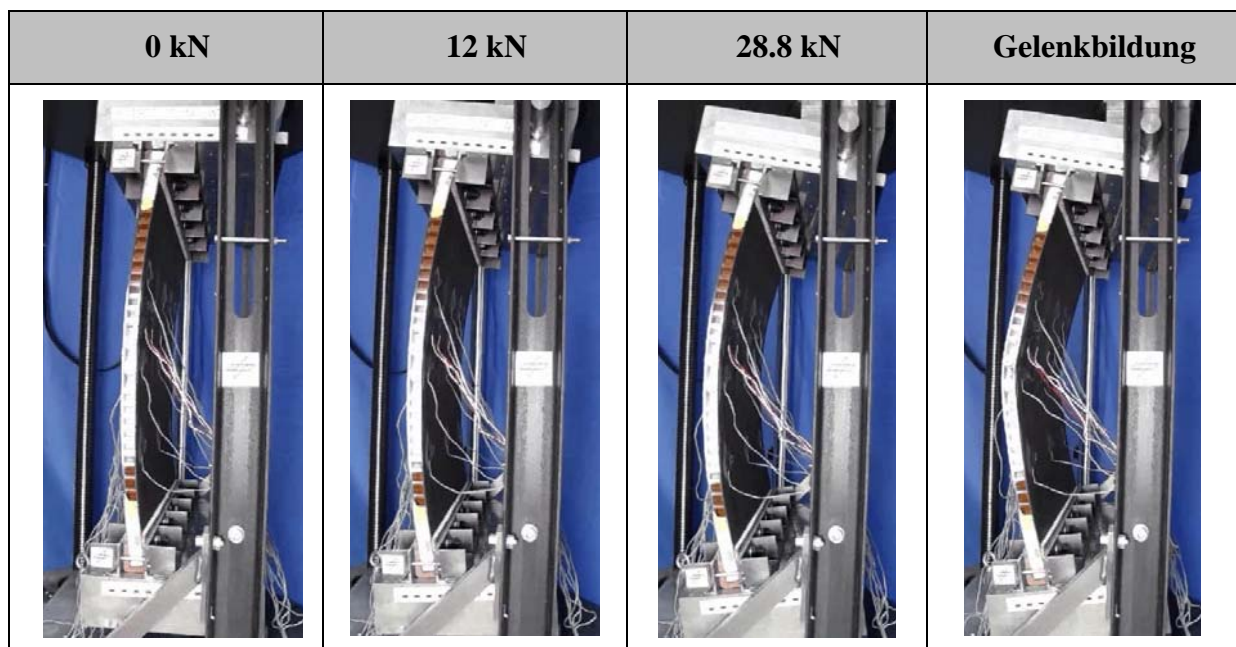


Abbildung 3.12: Versagen des getriggerten Faltwabenpaneels unter einem Biege-Druck-Verhältnis von 180 mm



In Abbildung 3.13 ist die Schädigung für das getriggerte Rumpfpaneel unter einem Druck-Biege-Verhältnis von 180 mm im Detail dargestellt. Das Schadensbild ähnelt sehr stark der Paneelschädigung bei einem A-Wert von 200 mm. Im Bereich des Versagens wird der Kern stark gestaucht, wobei auch in den angrenzenden Kernbereichen Instabilitätsversagen in den verlängerten Flanken erkennbar ist. Als weitere Schädigungsmodi zeigen sich lokales Knittern und das Aufreißen des Aramidpapiers an den Faltekanten. Damit zeigt das Schädigungsbild der Kernstruktur die üblichen Versagensmodi von Faltstrukturen unter Kompression.

Ein identisches Versagen für die beiden untersuchten A-Werte zeigt sich auch bei den Decklagen. Während die auf Zug belastete äußere Deckschicht über den ganzen Schädigungsprozess unbeschädigt bleibt, wird die druckbelastete innere Deckschicht durch den plötzlichen Verlust der stützenden Kernstruktur bis zum Bruch geschädigt. Dieser zieht sich über die ganze Paneelbreite. Neben dem Bruch werden ausgehend von der Bruchzone umfangreiche Delaminationszonen erkennbar. Die Auswirkung des Biege-Druck-Verhältnisses auf die Paneeldehnungen an der Messposition 6 ist für die experimentell untersuchten A-Werte in Abbildung 3.14 dargestellt. In dem Diagramm werden die Dehnungen über dem Produkt aus A-Wert und anliegender Stempelkraft aufgetragen. Dies entspricht dem anfänglich anliegenden Moment, wobei die Zunahme des Moments durch die Verformung der Struktur nicht berücksichtigt wird.

#### Schädigung des getriggerten Rumpfpaneels bei A-Wert von 180 mm

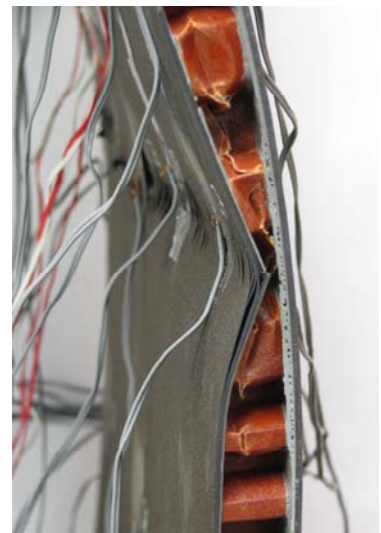
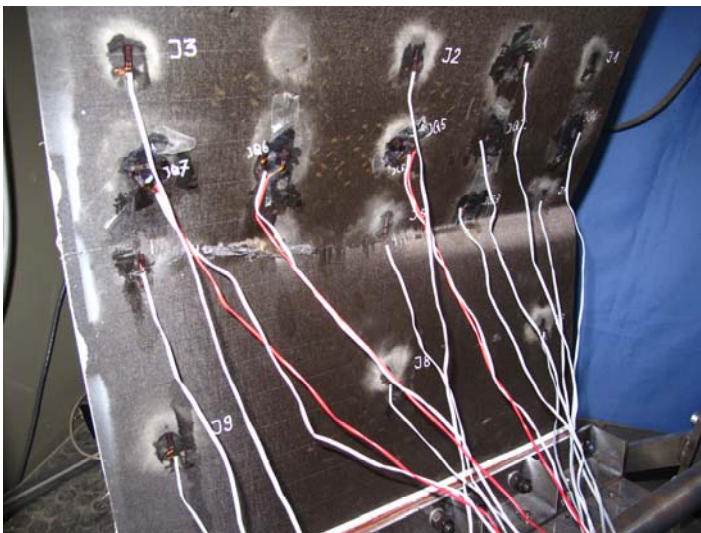


Abbildung 3.13: Schädigungsbild des getriggerten Faltwabenpaneels unter einem Biege-Druck-Verhältnis von 180 mm

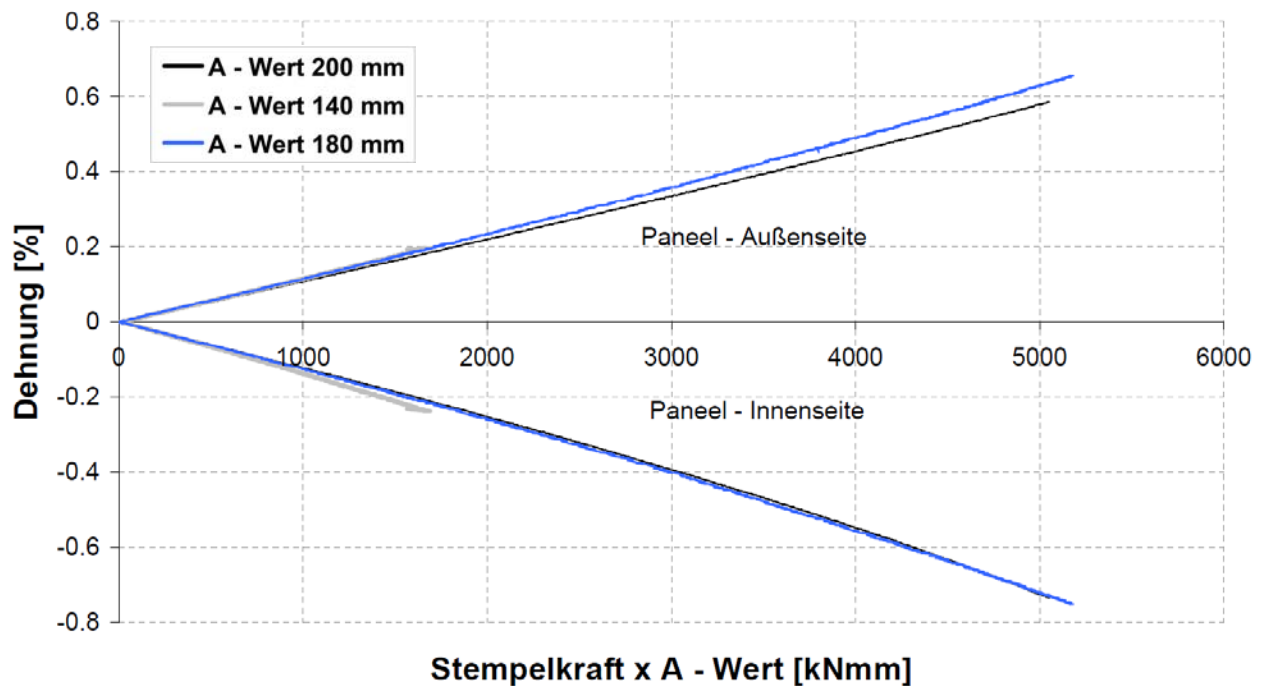


Abbildung 3.14: Deckschichtdehnungen über das eingeleitete Biege-Moment für die untersuchten Biege-Druck-Verhältnisse

Erkennbar ist, dass zum Zeitpunkt der Schädigung insbesondere der Belastungszustand der versagenden, auf Druck belasteten, inneren Deckschicht bei den Untersuchungen mit einem A-Wert von 180 mm und 200 mm gut übereinstimmen. Dies unterstützt die Annahme, dass die Belastung durch das anliegende Biegemoment für die Auslegung einer Kerntriggerung von primärer Bedeutung ist.

### 3.5. Photogrammetrische Messung der Dehnungsfelder im Kernbereich

Zur Visualisierung des Verformungszustandes der gefalteten Kernstruktur unter den untersuchten Druck-Biege-Lasten wurden an der Kernstruktur photogrammetrische Dehnungsmessungen mit dem Meßsystem ARAMIS der Firma GOM durchgeführt. Durch das Aufbringen eines unregelmäßigen, kontrastreichen Grauwertmusters auf der Oberfläche, welches unter verschiedenen Lastzuständen mit Hilfe eines kalibrierten Kamera-paares aufgenommen wird, können auf Basis bildverarbeitender Berechnungsmethoden dreidimensionale Verschiebungs- und Verformungszustände ermittelt werden. Zur Berechnung werden die Bilder in eindeutige Korrelationsbereiche, sogenannte Facetten, unterteilt. Über die aufgezeichneten Bildpaare wird über alle Facetten die Oberfläche des Prüfkörpers bestimmt und deren Veränderung über die Lastzustände ein dreidimensionaler Verschiebungs- und Verformungszustand ermittelt.

Zur Ermittlung des Verformungszustandes wurde das Dehnungsfeld des Faltekerns bei 25% und 50% der Versagenslast für den getriggerten und den anliegenden ungetriggerten Bereich - bei identischen Randbedingungen wie in Kapitel 2 beschrieben - bei einem A-Wert 200 mm gemessen. In Abbildung 3.15 sind die visualisierten Druckdehnungsfelder für die beiden Bereiche im Vergleich dargestellt. Um eine bessere Auflösung der für die Triggerung wichtigen Druckfelder, zu erhalten werden Zugdehnungen und Druckdehnungen die  $-0.3\%$  überschreiten in der verwendeten Farbskala nicht separat aufgelöst.

Während sich im Kern in der Nähe der unter Zug stehenden Deckschicht auch Zugdehnungen ausbilden, sind schon bei 25% Versagenslast erste Druckbelastungszonen im Faltekern erkennbar. Diese scheinen direkt im Bereich der Kernanbindung an der druckbelastenden Deckschicht zu entstehen. Diese Druckzonen sind bei 25% Versagenslast sowohl im Triggerbereich als auch im ungetriggerten Bereich erkennbar. Bis zu dieser Belastung ist jedoch keine relevante Auswirkung des veränderten Faltmusters auf das Deformationsverhalten der Kernstruktur identifizierbar. Bei einer Zunahme der Druckstempellast auf 50% breitet sich das Druckdehnungsfeld im Triggerbereich weiter über die Kernstruktur aus.

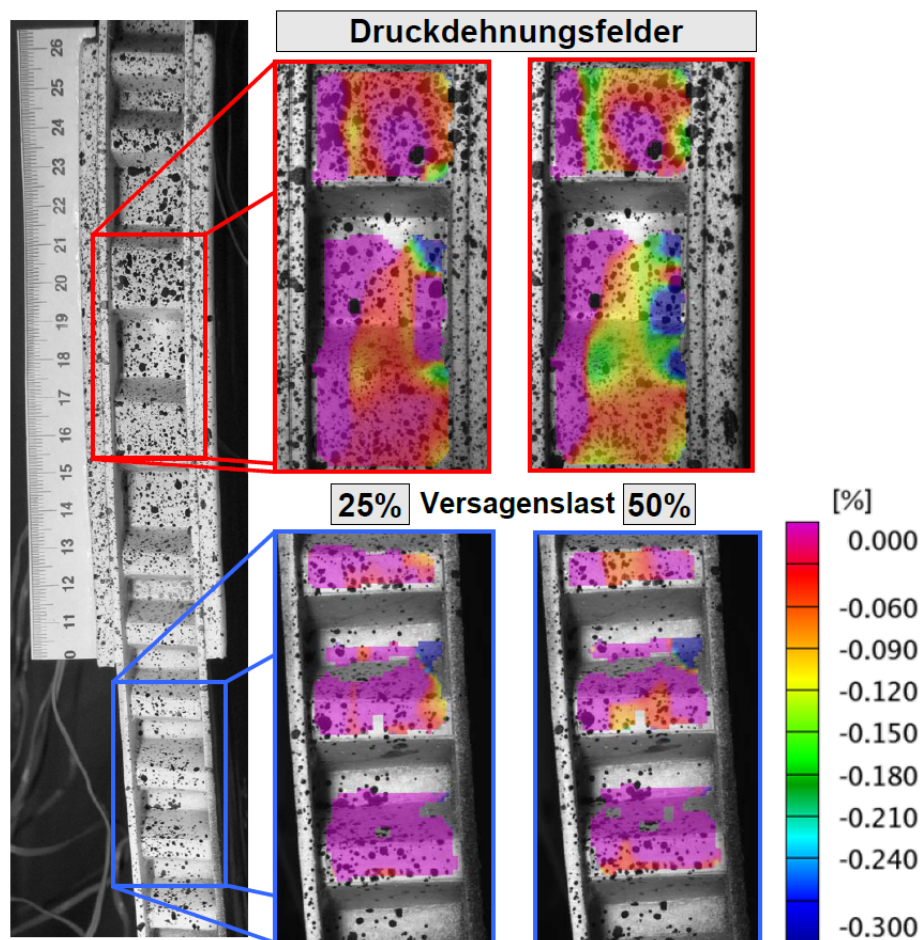


Abbildung 3.15: Druckdehnungsfeld im getriggerten und ungestörten Kernbereich

Dagegen zeigt sich bei erhöhter Belastung im Bereich der ungestörten Kernstruktur nur eine geringfügige Veränderung im Dehnungsfeld. Diese entstehenden Druckzonen im Triggerbereich könnten bei zunehmender Paneelbelastung zur Überschreitung der Stabilitätsgrenze des Faltkerns führen und damit den Schädigungsvorgang einleiten. Obwohl mit den photogrammetrischen Studien die Entstehung der Druckfelder erkennbar ist, wurde in durchgeführten numerischen Studien identifiziert, dass die Kernspannungen in den Randbereichen stark durch die Randeffekte verfälscht werden. Damit ist eine exakte Bestimmung der Kerndruckkräfte, wie sie im ungestörten Zentralbereich vorliegen, experimentell nicht möglich.

Da für Kernstrukturen insbesondere die Schubübertragung zwischen den steifen Deckschichten von Interesse ist, ist hierfür in Abbildung 3.16 für die untersuchten Belastungszustände der Scherwinkel für die beiden Bereiche im Vergleich dargestellt. Die ermittelten Schubdeformationen fallen in beiden Bereichen äußerst gering aus. Diese geringe Schubbelastung ist in der querkraftfreien Momenteinleitung begründet. Damit kann unter den gegebenen experimentellen Randbedingungen auf eine Schadensinitiierung primär auf Basis von Kerndrucklasten geschlossen werden und eine mögliche Kombination aus Schub- und Drucklasten der Kernstruktur während der Triggerung ausgeschlossen werden.

Während im direkten Triggerbereich keine Zunahme der Schubdeformation zwischen den beiden Laststufen erkennbar ist, sind außerhalb dieses Bereichs erste Veränderungen in der Schubdeformation erkennbar. Dies ist in dem zunehmenden Querkrafteintrag durch die Paneelkrümmung begründet. Jedoch ist der gemessene Schub noch so gering, dass eine genaue Auflösung durch das verwendete photogrammetrische Messverfahren nicht möglich ist.

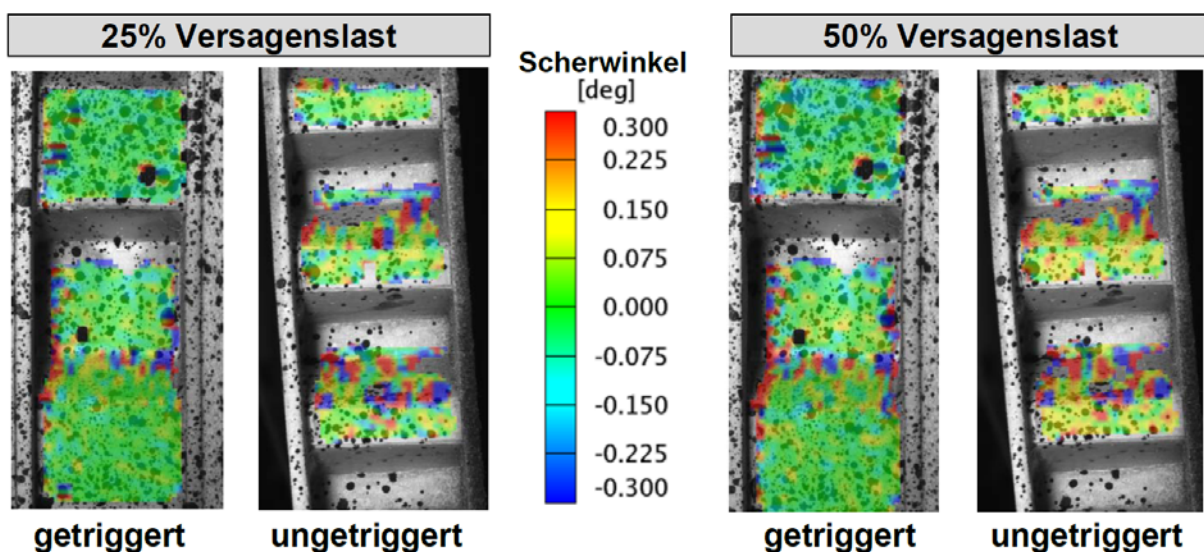


Abbildung 3.16: Schubdehnungen im getriggerten und ungestörten Kernbereich



### 3.6. Ursprung der Kerndruckkräfte

Im Kerntriggerkonzept wird durch eine gezielte integrierte Kernschwächung ein gewünschtes Versagen des Sandwichverbundes bei gegebener Lasteinwirkung initiiert. Zur analytischen Berechnung von Sandwichverbünden bietet sich die Betrachtung des Trägers als mehrschichtige Struktur an, wobei die Schichtanzahl bei einem Sandwichverbund bei Verschmierung der Deckschichtlamine auf Deckschichten (Index f) und Kern (Index c) reduziert werden kann. Meistens kann hierbei die Schubdeformation des Kerns zur Berechnung des Verformungsverhaltens ohne relevanten Fehler vernachlässigt werden.

Das unter Crashbelastung stark betroffene Rumpfsegment im Frachtbereich steht im Crashlastfall unter einer kombinierten Belastung aus Biegung und Normalkraft. Für die Ermittlung des Dehnungszustands im Sandwich unter kombinierter Belastung können unter der Annahme eines schubsteifen Kerns die Dehnungsanteile aus Biegung und Normalkraft separat ermittelt und über Superposition der Einzelbelastungen die resultierende Dehnungsverteilung erhalten werden. In Abbildung 3.17 sind die zur analytischen Beschreibung eines Sandwichverbundes notwendigen Indices und das charakteristische superpositionierte Dehnungsfeld aus Biegung  $\varepsilon_B$  und Normalbelastung  $\varepsilon_D$  dargestellt. Somit können die Spannungszustände in den Deckschichten unter jeder Lastkombination analytisch abgeschätzt werden. Die Auswirkung der Paneelkrümmung auf die Biegecharakteristik kann im Anbetracht des großen Rumpfradius in Bezug auf die Kerndicke ohne großen Fehler vernachlässigt werden.

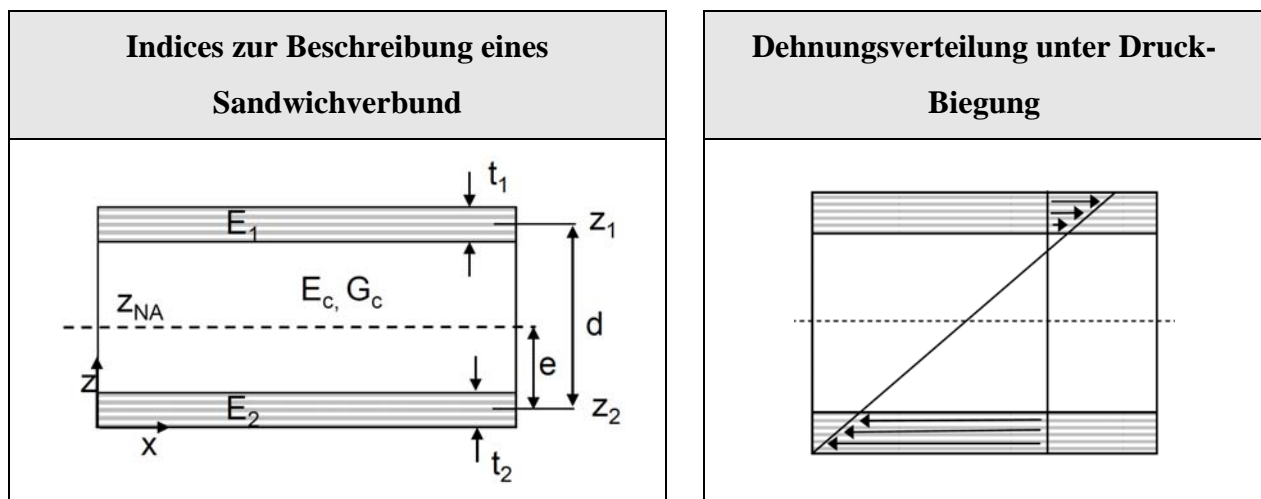


Abbildung 3.17: Beschreibenden Parameter für mehrschichtiger Biegeträger und Dehnungsverteilung unter Druck-Biegung

Schwieriger als die Berechnung der Spannungszustände stellt sich die Bestimmung der Festigkeit eines Sandwichverbunds dar, da die Schädigung auf Grund unterschiedlicher Versagensmodi eintreten kann. In Abbildung 3.18 sind die unterschiedlichen möglichen Versagensmodi unter gegebener Belastung schematisch dargestellt. Um die Festigkeit eines Sandwichverbundes unter gegebener Belastung zu bestimmen, muss somit in einem ersten Schritt der entscheidende Versagensmodus ermittelt werden, bevor die Festigkeit bestimmt werden kann. Die Grundvoraussetzung einer erfolgreichen Kerntriggerung ist eine rein kerngesteuerte Schädigungsinitiierung des Sandwichverbundes. Wie in den experimentellen Studien nachgewiesen, konnte dies unter einer Druck-Biege-Belastung allein über eine Kernmodifikation erhalten werden. Wie aus der Abbildung 3.18 zu entnehmen, ist das im Experiment eingetretene Versagen auf den Versagensmodus ‚Kernstauchung durch Biegung‘ und den Versagenseintritt durch ‚Deckschichtknittern‘ zurückzuführen. Diese beiden Versagensarten sind stark von der Kerndruckfestigkeit abhängig und somit durch eine Kernmodifikation zu beeinflussen.

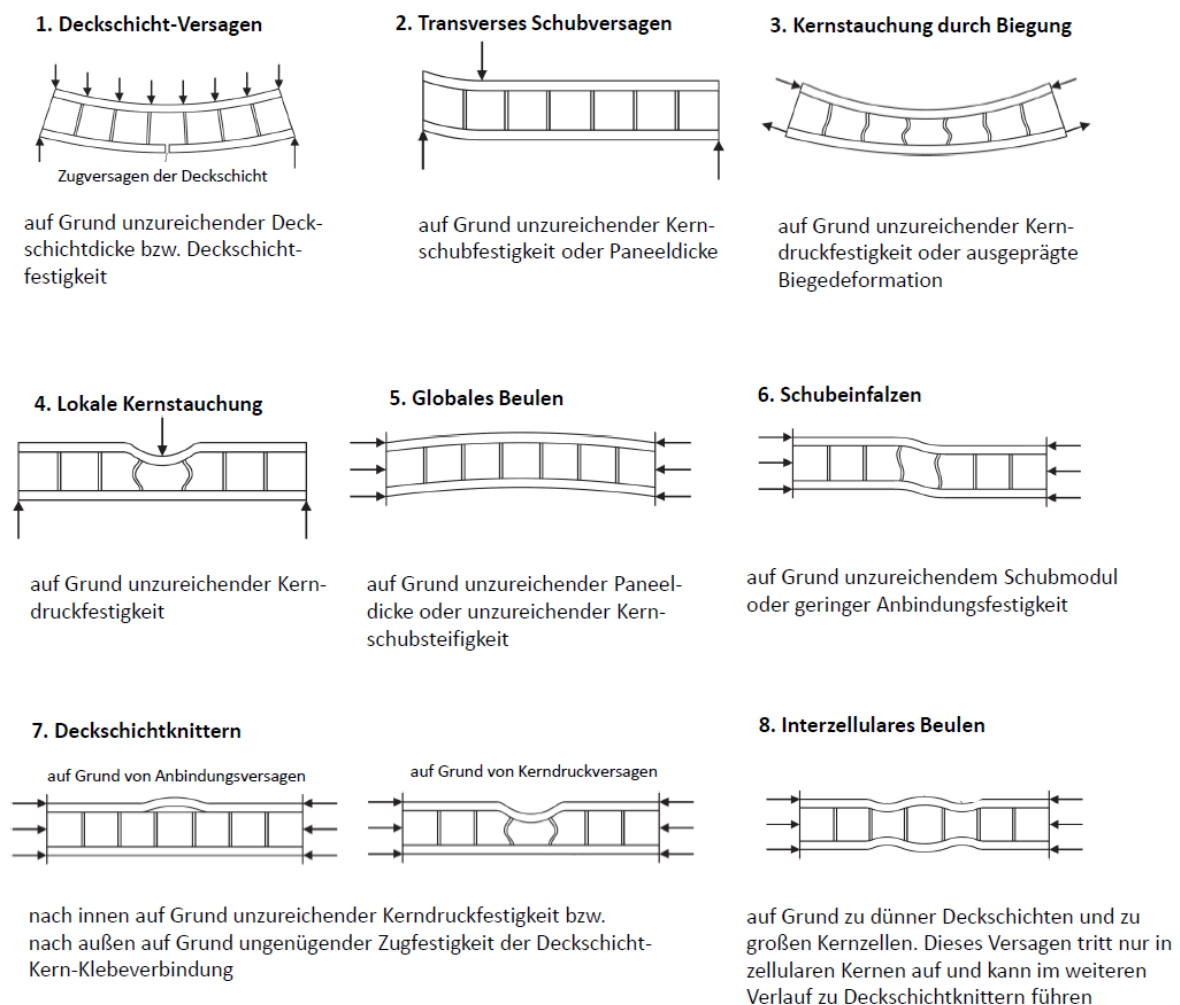


Abbildung 3.18: Versagensmoden von Sandwichstrukturen [56]

Im Folgenden sollen die analytischen Ansätze der zu Versagen führenden Schadensmodi vorgestellt werden, um die Abhängigkeiten einer erfolgreichen kerngesteuerten Schadensinitiierung zu identifizieren. Eine detaillierte Beschreibung und Herleitung der Versagensmodi kann aus der Fachliteratur entnommen werden. Hierbei sei insbesondere auf die Veröffentlichung von Zenkert [40] verwiesen.

### ***Kernstauchung auf Grund von Biegung***

Wie die experimentellen Studien zeigen, ist der dominierende Belastungszustand des Rumpfpaneels unter Crash die Biegelast, die durch das ausgeprägte Biegedeformationsverhalten vor Versagenseintritt erkennbar wird. Für das Deformationsverhalten unter Biegung gilt allgemein folgender Zusammenhang

$$M = \int \sigma_z dz = \int \frac{D}{R} dz \quad (3.3)$$

wobei  $R$  den sich unter der Belastung entwickelnden Paneelradius und der Index  $D$  die Biegesteifigkeit  $EI$  des Sandwichverbundes darstellt. Die  $z$ -Orientierung des Koordinatensystems entspricht hierbei der Dickenrichtung des Sandwichverbundes. Für symmetrische Sandwichstrukturen vereinfacht sich der Spannungszustand in den Deckschichten zu

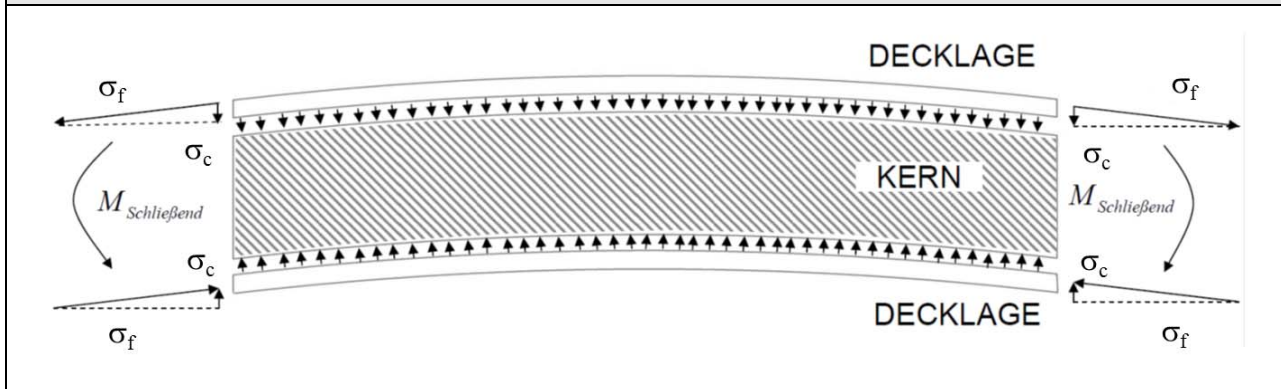
$$M = \sigma_f t_f d \quad (3.4)$$

Abbildung 3.19 zeigt hierzu ein freigeschnittenes, gekrümmtes doppelschaliges Paneel unter schließender Momentbelastung. Es wird erkennbar, dass bei schließender Momentlast Kompressionslasten in die Kernstruktur eingeleitet werden. Dabei muss der Kern jedoch im Kräftegleichgewicht zwischen den Deckschichten stehen. Zu jedem Zeitpunkt muss somit ein Kräftegleichgewicht in radialer Richtung über die Panellänge herrschen. Bei einer Sandwichlänge  $Rd\varphi$  über den Winkel  $\varphi$  und der jeweiligen Krümmung bei der Position  $R + z$ , ergibt sich das Kräftegleichgewicht zu

$$\sigma_c(R+z)d\varphi - \frac{(R-d/2)d\varphi}{R-d/2} \sigma_f t_f = 0 \quad (3.5)$$

wobei der erste Term der Kompression des Kerns und der zweite Term dem Krafteintrag auf Grund des Spannungszustands der gekrümmten Deckschicht entsprechen.

#### Kernbelastung bei schließender Momentbelastung



#### Kernbelastung bei öffnender Momentbelastung

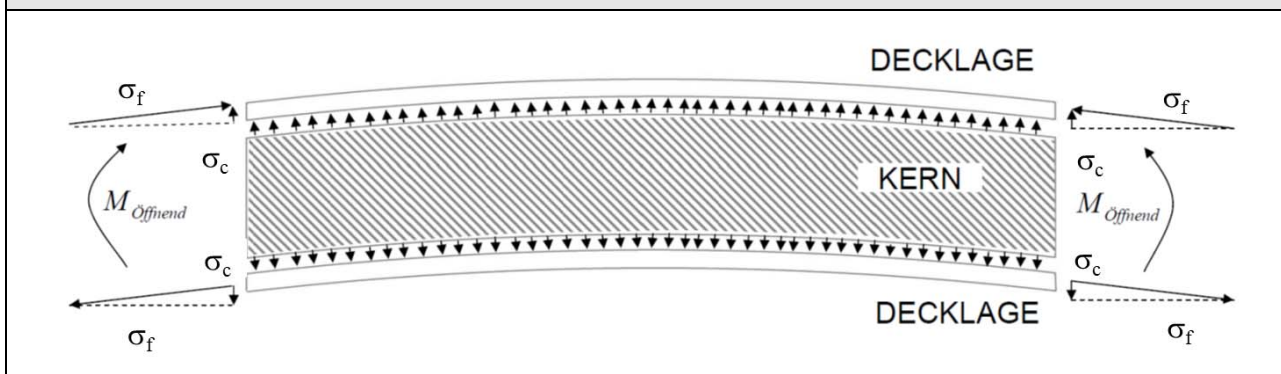


Abbildung 3.19: Krafteinwirkung auf den Kern bei öffnender und bei schließender Momentlast

Mit dem Einsetzen der Momentengleichung (3.4) in das Kräftegleichgewicht (3.5) ergibt sich eine einfache Beschreibung der Kerndruckkräfte auf Grund eines anliegenden Moments

$$\sigma_c(d/2) = \frac{M}{d(R \pm d/2)} = \frac{M}{dR_{1/2}} = \frac{\sigma_f t_f}{R_{1/2}} \quad (3.6)$$

Die entscheidenden Faktoren für den Krafteintrag in den Kern bei Momenteinwirkung können aus Gleichung (3.6) identifiziert werden. Diese sind sowohl die während dem gewünschten Triggerniveau anliegenden Spannungszustände in den Deckschichten als auch der vorherrschende Paneelradius. Die Paneelkrümmung während dem Eintreten des Kernversagens, deren Kehrwert dem Paneelradius entspricht, setzt sich in dem Experiment aus zwei überlagerten Krümmungskomponenten zusammen. Zum einen sind Rumpfpaneele schon durch die

zylindrische Rumpfform, wie sie im konventionellen Flugzeugbau üblich ist, grundsätzlich gekrümmt. Folglich ist allein aus der Betrachtung der Kerndruckgleichung (3.6) zu schließen, dass sich der Kerntripper insbesondere für Strukturen mit großer Krümmung und somit für kleinere Rumpfdurchmesser, wie z.B. den Standardrumpf eignet. Bei Großraumflugzeugen muss die geringere Paneelkrümmung durch eine erhöhte Spannungskomponente in den Deckschichten relativiert werden, um die gleichen Kerndrucklasten zu erhalten. Neben der vorgegebenen Krümmung des Paneels, führt die Momentbelastung zu einer zusätzlichen Krümmungskomponente, die bei hoher Biegedeformation zusätzlich betrachtet werden muss.

Zusätzlich lässt sich aus der analytischen Betrachtung ableiten, dass sich das Kerntriggerkonzept insbesondere für schließende Gelenke eignet. Eine öffnende Momentlast hat eine Zugbelastung in die Kernstruktur zur Folge und führt somit zu einer Stabilisierung des Kerns. Die entstehende Zugkraftkomponente unter öffnender Momentlast ist schematisch auch in Abbildung 3.19 dargestellt. Zur erfolgreichen Kerntriggerung auf öffnende Momentlast müsste somit der Belastungseintrag in den Kern sowohl die Kernfestigkeit als auch die Kern-Stabilisierung durch das Moment überschreiten, was schwer zu realisieren sein wird.

## Deckschichtknittern

Neben der dargestellten Kernbelastung auf Grund des anliegenden Moments wird die Rumpfstruktur im Crashlastfall mit einer zusätzlichen Drucklast beaufschlagt. Die stabilisierende Funktion der Kernstruktur, die ein Ausbeulen der druckbelasteten Deckschicht verhindert, führt zu einem Krafteintrag in die Kernstruktur. Bei unzureichender bzw. überschrittener Kerndruckfestigkeit führt dies zu einem Versagenseintritt durch Deckschichtknittern. Obwohl diese Versagensart analytisch primär unter reiner Drucklast betrachtet wird, spielt diese Versagensform auf Grund der überlagerten Druck- und Biegelast auch in dem untersuchten Lastfall eine entscheidende Rolle.

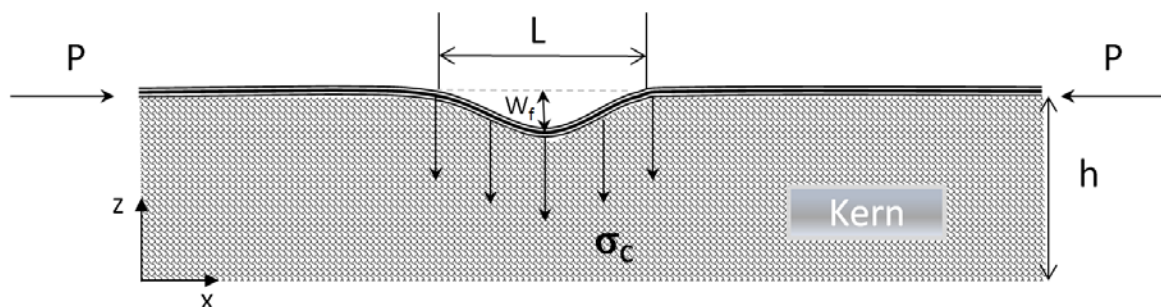


Abbildung 3.20: Angenommene Versagensform bei Eintreten von Deckschichtknittern [40]

Dies wird offensichtlich, wenn man bedenkt, dass sich in der druckbelasteten Deckschicht die Druckkomponente aus der Druckkraft mit derjenigen aus dem Biegemoment addiert. Nach Zenkert [40] kann das lokale Instabilitätsversagen gerader Sandwichpaneele unter Drucklast entweder vereinfacht über eine energiebasierende Methode nach Hoff und Mautner [26] oder eine Differentialgleichungsmethode nach Allen und Neal [9] analytisch abgeschätzt werden. Um diese Formeln anwenden zu können, muss der Faltkern als homogenisiert betrachtet werden und ein interzelluläres Beulen ausgeschlossen werden können. Interzelluläres Beulen tritt auf, wenn die Beulspannung des ungestützten Decklagenbereichs zwischen zwei Faltkernzellen geringer ist als die Versagensspannung durch Deckschichtknittern  $\sigma_{cr}$ . Dieses gilt, falls

$$\sigma_{cr} > \frac{k\pi^2 E_f}{12(1-\nu_f^2)} \left( \frac{t_f}{l} \right)^2 \quad (3.7)$$

dabei entspricht  $k$  dem geometrie- und einspannungsabhängigen Beulkoeffizienten, und  $l$  der Länge des ungestützten Decklagenbereichs zwischen zwei Faltkernzellen. In Anbetracht dessen, dass durch die verwendete Kerntriggerung eine direkte Modifikation der Stützung erfolgt, ist das Auftreten eines interzellulären Beulversagens unter den gegebenen Randbedingungen als wahrscheinlich einzustufen.

Unter der Prämisse, dass die Beulspannung durch interzelluläres Beulen größer ist als die Versagensspannung durch Deckschichtknittern  $\sigma_{cr}$  ist zur Analyse des Paneelversagens eine homogenisierte Betrachtung der Kernstruktur möglich, womit die strukturellen Eigenschaften des zellulären Kerns verschmiert angenommen werden können. Zur analytischen Betrachtung empfiehlt Hoff die Annahme einer sinusförmigen Verschiebung in Dickenrichtung. Die Verschiebung, die beschreibenden Parameter und die Belastungen können Abbildung 3.20 entnommen werden. Damit ergibt sich für die Beschreibung der Verschiebung folgender Zusammenhang

$$w = \frac{Wz}{h} \sin\left(\frac{\pi x}{L}\right) \quad (3.8)$$

Nach der energetischen Betrachtung von Hoff muss die Summe der extern aufgebrachten Arbeit der im Sandwichverbund gespeicherten Energie entsprechen. Bei einer elastischen Deformation

des Kerns auf Grund von Druck ( $\sigma_c = E_c dw/dz$ ) und auf Grund von Schub ( $\tau_{xz} = G_c dw/dx$ ) kann die in dem Kern gespeicherte Energie ermittelt werden zu

$$U_c = \frac{1}{2E_c} \int_0^L \int_0^h \sigma_c^2 dx dz + \frac{1}{2G_c} \int_0^L \int_0^h \tau_c^2 dx dz = \frac{E_c W^2 L}{4h} + \frac{G_c \pi^2 W^2 h}{12L} \quad (3.9)$$

Die auf Grund der Biegung in den Deckschichten gespeicherte Energie ergibt sich zu

$$U_f = \frac{E_f I_f}{2} \int_0^L \left( \frac{d^2 w_f}{dx^2} \right)^2 dx = \frac{E_f W^2 t_f^3 \pi^4}{48L^3} \quad (3.10)$$

Die Summe dieser beiden internen Energien muss der aufgebrauchten Arbeit entsprechen, welche sich bestimmen lässt zu

$$U_p = \frac{1}{2} \int_0^L P \left( \frac{dw_f}{dx} \right)^2 dx = \frac{\pi^2 W^2}{4L} P = \frac{\pi^2 W^2}{4L} \sigma_{cr} \quad (3.11)$$

Das Auflösen der Gleichung  $U_p = U_c + U_f$  liefert für die kritische Knitterspannung den Zusammenhang

$$\sigma_{cr} = \frac{E_c L^2}{\pi^2 t_f h} + \frac{h G_c}{3 t_f} + \frac{\pi^2 E_f}{12} \left( \frac{t_f}{L} \right)^2 \quad (3.12)$$

Die kritische Druckspannung hängt somit stark von dem Verformungszustand der Deckschicht ab. Zur Identifikation der geometrischen Parameter  $L$  und  $h$  wird angenommen, dass die Verschiebung der Deckschicht die Form der geringsten Energie annimmt. Damit muss gelten

$$\begin{aligned} \frac{d\sigma_{cr}}{dh} = -\frac{E_c L^2}{\pi^2 t_f h^2} + \frac{G_c}{3 t_f} &= 0 & \text{bzw.} \\ \frac{d\sigma_{cr}}{dL} = \frac{2E_c L}{\pi^2 t_f h} - \frac{\pi^2 E_f t_f^2}{6L^3} &= 0 \end{aligned} \quad (3.13)$$

Damit ergibt sich für die kritische Beulspannung mit geringer Ausdehnung der Zone  $h$  folgender Zusammenhang

$$\sigma_{cr} = 0.91 \sqrt[3]{E_f E_c G_c} \quad (3.14)$$

Diese Formel gilt nur für symmetrisches Deckschichtknittern mit geringer Ausdehnung der Zone  $h$ . Sollte sich die Zone  $h$  über die halbe Kerndicke ziehen, ist bei gleicher Herleitung die Zone  $h$  durch  $t_c/2$  zu substituieren. Es ergibt sich dann folgender Zusammenhang für die Knitterspannung

$$\sigma_{cr} = 0.817 \sqrt[3]{\frac{E_f E_c G_c t_f}{t_c}} + 0.166 G_c \left( \frac{t_c}{t_f} \right) \quad (3.15)$$

Für die Berechnung der kritischen Beulspannung muss zusätzlich zwischen symmetrischem und unsymmetrischem Deckschichtknittern unterschieden werden. Für das Ausbilden einer unsymmetrischen Versagensform ergibt sich die Knitterspannung bei geringer Ausdehnung der Zone  $h$  zu

$$\sigma_{cr} = 0.51 \sqrt[3]{E_f E_c G_c} + 0.33 G_c \left( \frac{t_c}{t_f} \right) \quad (3.16)$$

und bei einer Ausdehnung der Zone  $h$  über die halbe Kerndicke hinaus zu

$$\sigma_{cr} = 0.59 \sqrt[3]{\frac{E_f E_c G_c t_f}{t_c}} + 0.387 G_c \left( \frac{t_c}{t_f} \right) \quad (3.17)$$

Die beschriebenen kritischen Spannungen folgen aus der energetischen Betrachtung des Belastungs- und Verformungszustands. Ein ähnliches Ergebnis wird erhalten, wenn man die Verformung über eine Differentialgleichung beschreibt. Mit diesem Vorgehen leiteten Allen und Neal [9] folgenden Zusammenhang für die kritische Knitterspannung ab

$$\sigma_{cr} = 0.78 \sqrt[3]{E_f E_c G_c} \quad (3.18)$$



Die abgeleiteten Formeln haben gemeinsam, dass das Einsetzen von Deckschichtknittern primär von den elastischen Eigenschaften des Sandwichverbunds abhängt. Das strukturelle Verhalten von Faltkernen macht jedoch eine analytische Bestimmung der Knitterspannung für den verwendeten Sandwichverbund schwierig. Zum einen wird für den Kern ein rein linear elastisches Verhalten angenommen. In der Realität jedoch weist ein Faltkern eine ausgeprägte Nichtlinearität auf, die durch das Einsetzen einer Instabilität zu einem plötzlichen Versagen führt. Dieses komplexe Versagensverhalten der Faltkerne und die kombinierte Belastung aus Biegung und Druck sind somit schwierig analytisch zu berücksichtigen. Damit bietet sich für die Bestimmung der Festigkeit unter crashrelevanter Belastung die Anwendung der Finiten Elemente Methode an.

Abschließend kann jedoch festgestellt werden, dass in dem Rumpfpaneel unter crashrelevanter Belastung das anliegende Moment einen merklichen Spannungseintrag in den Kern initiiert und damit die kritische Knitterspannung reduziert. Das Eintreten von Deckschichtknittern ist hier zu erwarten, da sich in der druckbelasteten Deckschicht eine zusätzliche Druck-Komponente ergibt. Das im Experiment erhaltene Versagensbild bestätigt diese Einschätzung.

### 3.7. Schlussfolgerungen

Mit der experimentellen Studie konnte gezeigt werden, dass durch die lokale Schwächung der Kernstruktur eine gezielte Triggerung unter kombinierter crashrelevanter Druck-Biege-Last erreicht werden kann. Durch den Einbau einer Kerntriggerung konnten sowohl Kraftniveau als auch Gelenkposition im Vergleich zu dem durchgeführten Test ohne Kerntriggerung verändert und somit die Funktionsweise des Kerntriggerkonzepts nachgewiesen werden. Als Versagensart wurde eine im Triggerbereich auf Grund der gezielten Schwächung der Kernstruktur kollabierende Kernstruktur identifiziert. Die Robustheit der Triggerung konnte zusätzlich an Hand eines weiteren Tests mit reduziertem Biege-Druck-Verhältnis gezeigt werden.

Jedoch benötigt insbesondere die Triggerdimensionierung und die für die Belastung benötigte Definition der Kernstruktur ein detailliertes Verständnis über deren strukturelle Eigenschaften. Die dafür notwendigen Analysen zeigen, dass für dünnwandige Kernstrukturen wie dem Faltkern, der umfangreiche Modifikationsmöglichkeiten und davon abhängige komplexe Versagenscharakteristika aufweist, eine rein experimentell aufgebaute Testkampagne zur Identifizierung eines geeigneten Faltmusters nicht sinnvoll ist. Somit ist für die Definition und

das Design einer Kerntriggerung eine rein virtuelle Materialcharakterisierungs- und Validierungsstrategie notwendig.

## **4. Numerische Berechnung von Rumpfpaneelen unter Druck-Biegung**

Nachdem mit Hilfe experimenteller Studien die Funktionsweise der Kerntriggerung aufgezeigt werden konnte, werden in dem folgenden Kapitel Simulationsmethoden beschrieben, um eine virtuelle Konzeption von Sandwichstrukturen mit gezielter Schadensinitiierung zu ermöglichen. Es wird untersucht, wie weit sich die implizite und explizite Zeitintegrationsmethodik für eine virtuelle Berechnung der Schädigung eignet. Die erhaltenen Grenzen der Modellierbarkeit werden aufgezeigt und die Limitierung der jeweiligen Zeitintegrationsmethodik diskutiert. Mit Hilfe der validierten Simulationsmethodik wird in ersten simulatorischen Studien die Auswirkung versteifender Spantstrukturen auf Gelenkmechanismen und das Kerntriggerkonzept untersucht.

### **4.1. Grundlagen der Simulationsmethodik**

Im Gegensatz zu vielen Disziplinen der Ingenieurwissenschaften, die schon Jahrhunderte alt sind, entstand die Finite Elemente Methode (FEM) erst mit dem Aufkommen der Computertechnologie. Anders als in der klassischen Mechanik, bei der die Kräfte die Unbekannten sind, wird in der FEM die Verschiebung des Systems bei gegebener Lasteinwirkung berechnet. Durch das Einteilen der Struktur in finite Elemente, die an den Knotenpunkten miteinander verbunden werden, aus der Bestimmung von Verschiebung und Verdrehung von Knoten eine Verformung der Struktur zu bestimmen. Über Elementformulierungen können die zu Grunde liegenden Spannungszustände ermittelt werden. Durch das Einfügen zusätzlicher Berechnungspunkte sind die physikalischen Effekte der Struktur auf die Lasteinwirkung detaillierter aufzulösen. Mit der verbesserten Computertechnologie hat sich die numerische Berechnung zu einem sehr mächtigen und weit genutztem Werkzeug zur Last- und Verformungsbestimmung entwickelt, da die Komplexität der Berechnung im Gegensatz zur klassischen Mechanik, die mit zunehmender Überbestimmung des Systems aufwendiger wird, nur geringfügig steigt. Ein weiterer Anreiz für die numerische Simulation liegt in den rein virtuell ermittelbaren Lösungen struktureller Fragestellungen, die es ermöglichen, teure experimentelle Untersuchungen zu reduzieren.

Die Grundlagen der FEM Methode können in detaillierter Form zahlreichen Literaturstellen - wie z.B. Bathe [68] und Wriggers [69] - entnommen werden. Innerhalb dieser Arbeit wird deshalb nur ein kurzer Überblick über die verwendeten Simulationenmethoden gegeben.

Die Bewegungsgleichung, die die kinetische Antwort eines diskretisierten Systems beschreibt, lässt sich als System gewöhnlicher linearer Differentialgleichungen zweiter Ordnung darstellen, die das Gleichgewicht aus den Trägheits-, den Dämpfungs-, den externen und den inneren Kräften beschreiben. Diese Kräfte müssen zu jedem berechneten Zeitpunkt im dynamischen Gleichgewicht stehen:

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = R_{ext} \quad (4.1)$$

Hierbei entspricht  $M$  der Massen-,  $C$  der Dämpfungs-, und  $K$  der Steifigkeitsmatrix des Systems und  $R_{ext}$  den extern einwirkenden Kräften. Insbesondere zwei unterschiedliche Arten - die implizite und die explizite Zeitintegration - werden zur Lösung der linearen Bewegungsgleichung in der strukturellen Berechnung verwendet. Während bei der impliziten Zeitintegration die Bewegungsgleichung zum Zeitpunkt  $t_{n+1}$  aufgestellt und gelöst wird, erfolgt bei der expliziten Zeitintegration das Lösen der Bewegungsgleichung unter Verwendung der Bewegungsgleichung zum Zeitpunkt  $t_n$ , um eine Lösung zum Zeitpunkt  $t_{n+1}$  abzuschätzen. Die beiden Berechnungsmethoden haben gemeinsam, dass das Gleichgewicht nur zu diskreten Zeitpunkten ( $t+n\Delta t$ ) berechnet wird, womit die Bewegungsgleichung mittels eines numerischen Schritt-für-Schritt-Verfahrens integriert wird, ohne diese in eine andere Form zu transformieren. Im Folgenden werden die in dieser Arbeit verwendeten expliziten und impliziten Rechenverfahren erläutert.

- **Explizite Berechnung mit Hilfe der zentralen Differenzenmethode**

Die zentrale Differenzenmethode findet in der expliziten Strukturberechnung Anwendung. Das Lösen der Bewegungsgleichung erfolgt unter Verwendung der Bewegungsgleichung (4.1) zum Zeitpunkt  $t_n$ , um eine Lösung zum Zeitpunkt  $t_{n+1}$  abzuschätzen. In Abbildung 4.1 werden die diskreten kinematischen Anteile und die Vereinfachungen dargestellt, die für die Bestimmung der Verschiebung zum Zeitpunkt  $t_{n+1}$  mit Hilfe der zentralen Differenzenmethode notwendig sind.

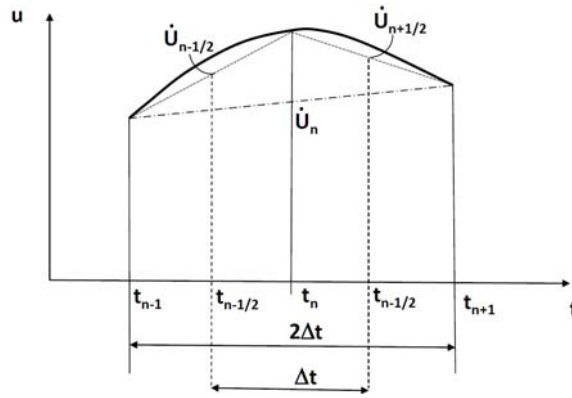


Abbildung 4.1: Zentrale Differenzenmethode zur Berechnung von Beschleunigungen und Geschwindigkeiten unter Verwendung der Bewegungsgleichung zum Zeitpunkt  $t_n$

Über die Differenzenbildung der Verschiebung zu den Zeitpunkten  $t_{n-1}$  und  $t_{n+1}$  lassen sich die Geschwindigkeiten zum Zeitpunkt  $t_n$  beschreiben durch:

$$\dot{u}_n = \frac{1}{2\Delta t}(u_{n+1} - u_{n-1}) \quad (4.2)$$

Unter der Annahme einer konstanten Geschwindigkeit innerhalb der Zeitintervalle  $[t_{n-1}; t_n]$  und  $[t_n; t_{n+1}]$  ist eine Beschreibung der Beschleunigung über die Verschiebungen zu den Zeitpunkten  $t_{n-1}$ ,  $t_n$  und  $t_{n+1}$  möglich:

$$\ddot{u}_t = \frac{1}{\Delta t}(\dot{u}_{n+1/2} - \dot{u}_{n-1/2}) = \frac{1}{\Delta t} \left( \frac{u_{n+1} - u_n}{\Delta t} - \frac{u_n - u_{n-1}}{\Delta t} \right) = \frac{1}{\Delta t^2}(u_{n+1} - 2u_n + u_{n-1}) \quad (4.3)$$

Durch das Einsetzen von Gleichung (4.2) und (4.3) in die Bewegungsgleichung (4.1) zum Zeitpunkt  $t_n$  erhält die Gleichung die Form:

$$\left( M + \frac{1}{2} \Delta t C \right) u_{n+1} = \Delta t^2 R_{ext} - (\Delta t^2 K - 2M) u_n - \left( M - \frac{\Delta t}{2} C \right) u_{n-1} \quad (4.4)$$

Innerhalb der expliziten Simulation wird die Masse gemäß der Dichte der Struktur auf die Knoten verteilt. Mit dieser Vereinfachung üben die Einzelmassen gegenseitig keinen Einfluss aus, womit die Massenmatrix eine diagonale Form annimmt und damit leicht invertiert werden kann. Bei Vernachlässigung bzw. vereinfachter Betrachtung der Dämpfung ist eine einfache Auflösung der Gleichung (4.4) nach der Verschiebung zum Zeitpunkt  $t_{n+1}$  möglich. Die Lösung

muss zu jedem Zeitschritt erfolgen, wobei die explizite Simulationsmethode eine Berechnung auf Elementebene ermöglicht, indem die Beiträge jedes beteiligten Elements zu einem effektiven Lastvektor summiert werden. Obwohl auch Elementformulierungen mit höherwertigen Ansatzfunktionen für die explizite Simulation verwendet werden können, hat sich gezeigt, dass bei einer nichtlinearen expliziten Simulation bei gegebener Berechnungszeit eine feine Vernetzung mit einfachsten Elementtypen die beste Simulationsqualität erreicht.

Als größter Nachteil der expliziten Simulationsmethodik ist die nur bedingte Stabilität zu nennen. Um eine stabile Berechnung zu gewährleisten, dürfen nur verhältnismäßig geringe Zeitschrittgrößen verwendet werden, da es gewährleistet sein muss, dass der Durchlauf von Materialwellen in jedem Element aufgelöst werden kann. Somit ist das kritische Zeitinkrement  $\Delta t_{krit}$  aus den Elementeigenschaften der kompletten Finite-Element-Gruppierung zu ermitteln. Das kritische Zeitinkrement eines Elements ergibt sich aus

$$\Delta t \leq \Delta t_{kr} = k \left( \frac{L}{c} \right) \quad (4.5)$$

Hierbei entspricht  $\Delta t_{kr}$  dem Zeitinkrement, um eine durchlaufende Stoßwelle mit der kritischen wiederzugebenden Wellenlänge  $L_W$  aufzulösen. Zur Sicherung der Stabilität wird dieser Wert in den kommerziellen Berechnungen noch mit einem  $k < 1$  skaliert. Neben der charakteristischen Länge ist auch die Wellenausbreitungsgeschwindigkeit  $c$  innerhalb des Materials von Bedeutung. Die longitudinale Schallgeschwindigkeit für Festkörper bzw. innerhalb der diskretisierten Elemente wird beschrieben durch

#### **Festkörper**

#### **Volumenelemente**

#### **Schalenelemente**

$$c = \sqrt{\frac{E(1-\nu)}{\rho(1-2\nu^2-\nu)}} \quad c = \sqrt{\frac{E(1-\nu)}{\rho(1-\nu^2)}} \quad c = \sqrt{\frac{E}{\rho(1-\nu^2)}} \quad (4.6)$$

Somit fließen neben der Elementgröße auch Materialeigenschaften wie Dichte  $\rho$ , Querkontraktion  $\nu$  und Steifigkeit  $E$  in die Definition des kritischen Zeitschritts ein. Diese Limitierung des Zeitschritts bei expliziten Analysen reduziert die Anwendbarkeit auf kurzzeitige Ereignisse, in denen das Material ein hohes nichtlineares Verhalten, wie z.B. Plastifizierung oder Schädigung, aufweist. Somit werden explizite FE - Solver primär zur Berechnung von Impact- und Crashvorgängen verwendet. Alle expliziten Berechnungen innerhalb dieser Arbeit wurden mit Hilfe der kommerziellen Software PAM CRASH V. 2006 der Firma ESI Group durchgeführt.

- **Implizite Berechnung mit Hilfe des Newmark Verfahrens**

Das am meisten angewendete Integrationsverfahren für das Lösen der Bewegungsgleichung in der Strukturmechanik ist das Newmark Verfahren. Darin wird die Bewegungsgleichung zum Zeitpunkt  $t_{n+1}$  gelöst. Die Ermittlung der Verschiebung und Geschwindigkeit zum Zeitpunkt  $t_{n+1}$  erfolgt über eine Taylor Reihenentwicklung, die jedoch nur bis zum quadratischen Term betrachtet wird. Der daraus folgende lineare Ansatz liefert für die Geschwindigkeit und die Verschiebung

$$u_{n+1} = u_n + \Delta t \dot{u}_n + \frac{\Delta t^2}{2} [(1-2\beta)\ddot{u}_n + 2\beta\ddot{u}_{n+1}] \quad (4.7)$$

$$\dot{u}_{n+1} = \dot{u}_n + \Delta t [(1-\delta)\ddot{u}_n + \delta\ddot{u}_{n+1}] \quad (4.8)$$

Abbildung 4.2 zeigt schematisch die kinematischen Anteile, die zur Ermittlung der Verschiebung zum Zeitpunkt  $t_{n+1}$  verwendet werden.

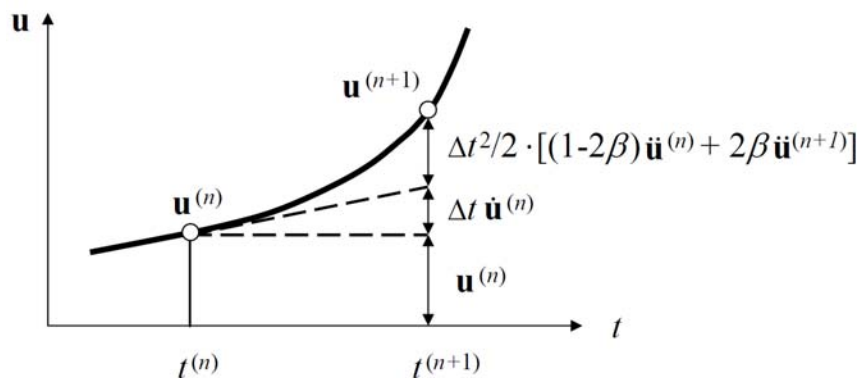


Abbildung 4.2: Bestimmung von  $u_{n+1}$  mit Hilfe der Newmark Methode [65]

Die Integrationsparameter  $\beta$  und  $\delta$  werden als Newmark-Parameter bezeichnet und definieren den Grad der Genauigkeit und die Stabilität des Verfahrens. Um ein unbedingt stabiles Verfahren zu erhalten, müssen sich die Newmark-Parameter in den Bereichen  $\delta \geq 0.5$  und  $\beta \geq 0.25(\delta + 0.5)^2$  befinden, wodurch die Zeitschritte beliebig groß gewählt werden können.

Üblicherweise werden diese Parameter zu  $\delta = 0.5$  und  $\beta = 0.25$  gewählt. Dies entspricht der exakten Integration eines linearen Beschleunigungsverlaufs. Durch das Umformen der Gleichung (4.7) wird folgende Beschreibung der Beschleunigung zum Zeitpunkt  $t_{n+1}$  erhalten:

$$\ddot{u}_{n+1} = \frac{1}{\beta\Delta t^2}(u_{n+1} - u_n) - \frac{1}{\beta\Delta t}\dot{u}_n - \left(\frac{1}{2\beta} - 1\right)\ddot{u}_n \quad (4.9)$$

Ein Einsetzen der Beschreibung für die Beschleunigung (4.9) und die Geschwindigkeit (4.8) in die Bewegungsgleichung (4.1) führt zu folgender Beziehung (unter Vernachlässigung der Dämpfungskräfte) für die Verschiebung zum Zeitpunkt  $t_{n+1}$ :

$$\left[K + \frac{1}{\beta\Delta t^2}M\right]u_{n+1} = R_{n+1} + M\left[\frac{1}{\beta\Delta t^2}u_n + \frac{1}{\beta\Delta t}\dot{u}_n + \left(\frac{1}{2\beta} - 1\right)\ddot{u}_n\right] \quad (4.10)$$

Zur Lösung der Gleichung (4.10) ist die Invertierung der globalen Steifigkeitsmatrix und ein iteratives Lösen des algebraischen Gleichungssystems notwendig, was zu hoher Rechenzeit führen kann. Ein weiterer Nachteil sind mögliche Konvergenzprobleme, die insbesondere bei ausgeprägter Nichtlinearität auftreten können. Der Vorteil der impliziten Methode ist die absolute Stabilität. Damit wird das Verfahren vorzugsweise bei statischen Problemstellungen verwendet. In den folgenden numerischen Studien wird die Newmark Berechnungsmethode unter Verwendung der kommerziellen Software ANSYS zur impliziten Berechnung der Kernkräfte angewendet. Alle impliziten Studien wurden mit der Solver - Version ANSYS 12.1 durchgeführt.

## 4.2. Implizite Analysen zur Ermittlung der Paneellasten

Der unbegrenzte Gestaltungsraum neuartiger Kernkonzepte - wie z.B. Faltkerne - machen ein iteratives Vorgehen zum Finden des optimalen Faltmusters mit Hilfe experimenteller Material-Charakterisierungsstudien aus Gründen der entstehenden Kosten unwirtschaftlich. Aus diesem Grund werden umfangreiche Anstrengungen unternommen, eine rein virtuelle Kerndefinition vorzunehmen. Ein Beispiel, in dem eine virtuelle einem spezifischen Anforderungsprofil entsprechende Anpassung notwendig sein könnte, ist die gezielte Definition eines Faltmusters im Triggerbereich. Das Kernmuster muss einerseits das statische Lastanforderungsprofil erfüllen,



andererseits aber unter einer definierten Belastung während des Crashverlaufs versagen, um die auf die Passagiere einwirkenden Beschleunigungslasten zu begrenzen. Das Identifizieren eines Kernmusters mit den notwendigen Kerneigenschaften kann nur über einen rein virtuellen Ansatz, das virtuelle Design, ermöglicht werden. In den durchgeführten Studien wurde untersucht, mit welchem simulatorischen Ansatz eine virtuelle Identifizierung eines notwendigen Kernmusters im Triggerbereich erfolgen kann und wie weit der verwendete Modellierungsansatz die Aussagekraft begrenzt. Um diese Fragestellung zu beantworten, bietet sich an, die entwickelten Ansätze an Hand der Ergebnisse der durchgeführten experimentellen Studien zu validieren.

Wie im Kapitel 4.1 beschrieben, gibt es insbesondere zwei numerische Berechnungsmethoden in der Strukturmechanik, die implizite und die explizite FEM - Simulation, die sich für das virtuelle Triggerdesign anbieten. Dabei haben die Simulationsmethoden ihre jeweiligen Vor- und Nachteile. In dem folgenden Kapitel wird zunächst die entwickelte implizite Simulationsmethodik erläutert und deren Anwendbarkeit diskutiert. Der Vorteil der impliziten Simulation liegt in der direkten Ausgabe des Verformungs- und Spannungszustandes der untersuchten Struktur unter gegebener Belastung. Die für die Auslegung eines Triggermechanismus notwendig detaillierte Auflösung der Spannungszustände im Triggerbereich unter Crashlast würde somit über die Verwendung eines impliziten Lösungsansatzes besser erfüllt werden.

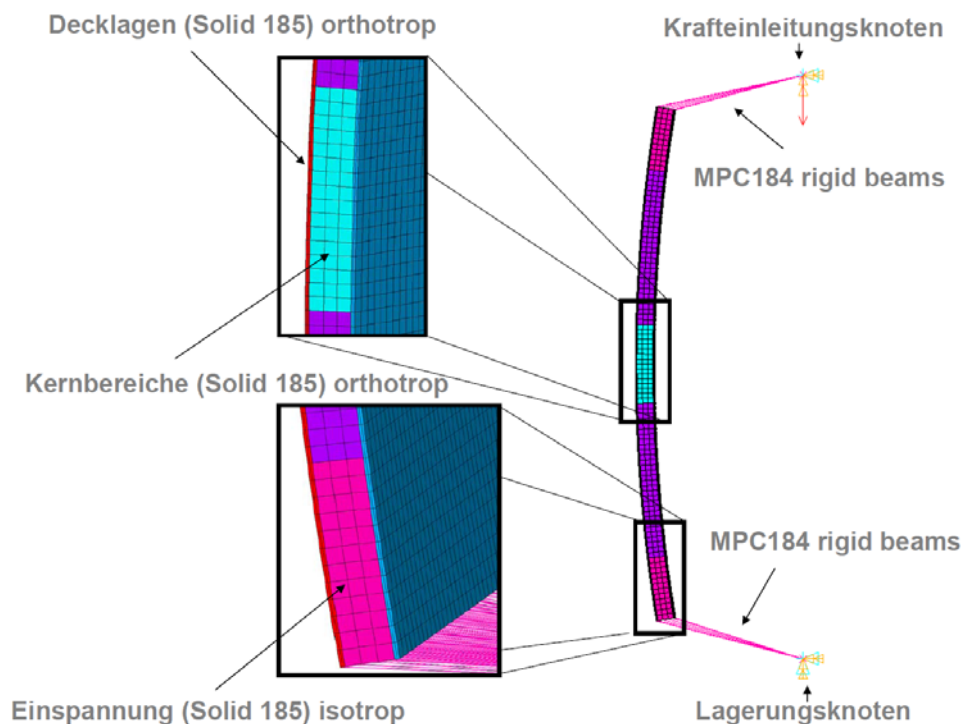


Abbildung 4.3: Implizites Simulationsmodell zur Bestimmung der Kernkräfte (ANSYS)

Für die Bewertung der numerischen Ansätze bieten die in Kapitel 3 und 4 beschriebenen experimentellen Studien eine Validierungsbasis. In Abbildung 4.3 ist das implizite Simulationsmodell dargestellt, welches einer vereinfachten Repräsentation des Versuchsaufbaus entspricht, wobei das Simulationsmodell in der ANSYS-internen Programmiersprache APDL erstellt wurde, um schnelle Parameterstudien zu ermöglichen.

Das Modell wird auf einem Krafteinleitungs- und einem Lagerungsknoten gelagert, die den Druckstempel bzw. die Lagerungsachse repräsentieren. Diese werden über starre Anbindungselemente, den MPC184 ‚rigid beams‘, an die Paneelrandbereiche angebunden. Über die Definition des Abstandes zwischen Lagerungsknoten und Paneel wird - ähnlich wie im Versuchsaufbau - das Verhältnis aus Biegung und Druck eingestellt. Die Deckschichten und der Kern sind mit Solid 185 modelliert, wobei Kern und Deckschicht mit orthotropen Materialeigenschaften belegt sind. Die Kraft wird über mehrere Lastschritte in das Paneel eingeleitet, um die zusätzlichen Belastungen durch die geometrische Nichtlinearität abzubilden. Eine implizite Berechnung mit einer detaillierten Auflösung der Kernstruktur ist in der untersuchten Größenordnung auf Grund des immensen Rechenaufwandes nicht sinnvoll, womit eine Homogenisierung des Kerns notwendig wird. Als Problemstellung ergibt sich hieraus das Auffinden der notwendigen Material- und Versagenscharakteristika der jeweiligen Faltkerne.

#### **4.2.1. Faltkerncharakterisierung mit Hilfe der expliziten Simulation**

Für die Verwendung eines homogenisierten Modellierungsansatzes ist ein detailliertes Verständnis sowohl über die mechanischen Eigenschaften als auch über die Versagensfläche der Kernstruktur notwendig. Insbesondere Faltkerne bieten mit ihren flexiblen Faltparametern einerseits die einzigartige Möglichkeit, das Faltmuster den Auslegungskriterien anzupassen, andererseits fordert der immense Gestaltungsfreiraum einen hohen Aufwand im Bereich der Materialcharakterisierung. Im Gegensatz zur impliziten Simulation bietet die explizite FE-Simulationsumgebung Modellierungsansätze für die Beschreibung des Materialverhaltens von Aramidpapieren, mit denen strukturelle Eigenschaften und Versagen eines Faltmusters über die Durchführung virtueller Schub- und Kompressionstests bestimmt werden können. In den durchgeführten expliziten Studien wird zur Berechnung der Faltkerne auf die innerhalb des EU - Projekts CELPACT von Kilchert entwickelten und validierten Modellierungsstrategien zur Berechnung von Faltkernen aus Aramidpapier zurückgegriffen [43].

Die Funktionsweise des Kerntriggerkonzepts basiert auf der gezielten Modifikation des Kernmusters im Triggerbereich. Für die innerhalb dieser Arbeit untersuchte Kerntriggerung ist insbesondere der Einfluss einer veränderten horizontalen Flankenlänge auf die strukturellen Eigenschaften des Faltkerns von Bedeutung. Um den Einfluss der durchgeführten Kernmodifikation auf Druck zu identifizieren, wurde ein begrenzter Kernbereich mit einer Netzgröße von 2 mm detailliert aufgelöst und mit Hilfe der expliziten Simulation bis zum kompletten Versagen komprimiert. Die horizontale Flankenlänge wurde von 5 mm, dem Referenzmuster, in diskreten Stufen auf 15 mm verlängert, um die Auswirkung auf Druckfestigkeit und -steifigkeit zu identifizieren.

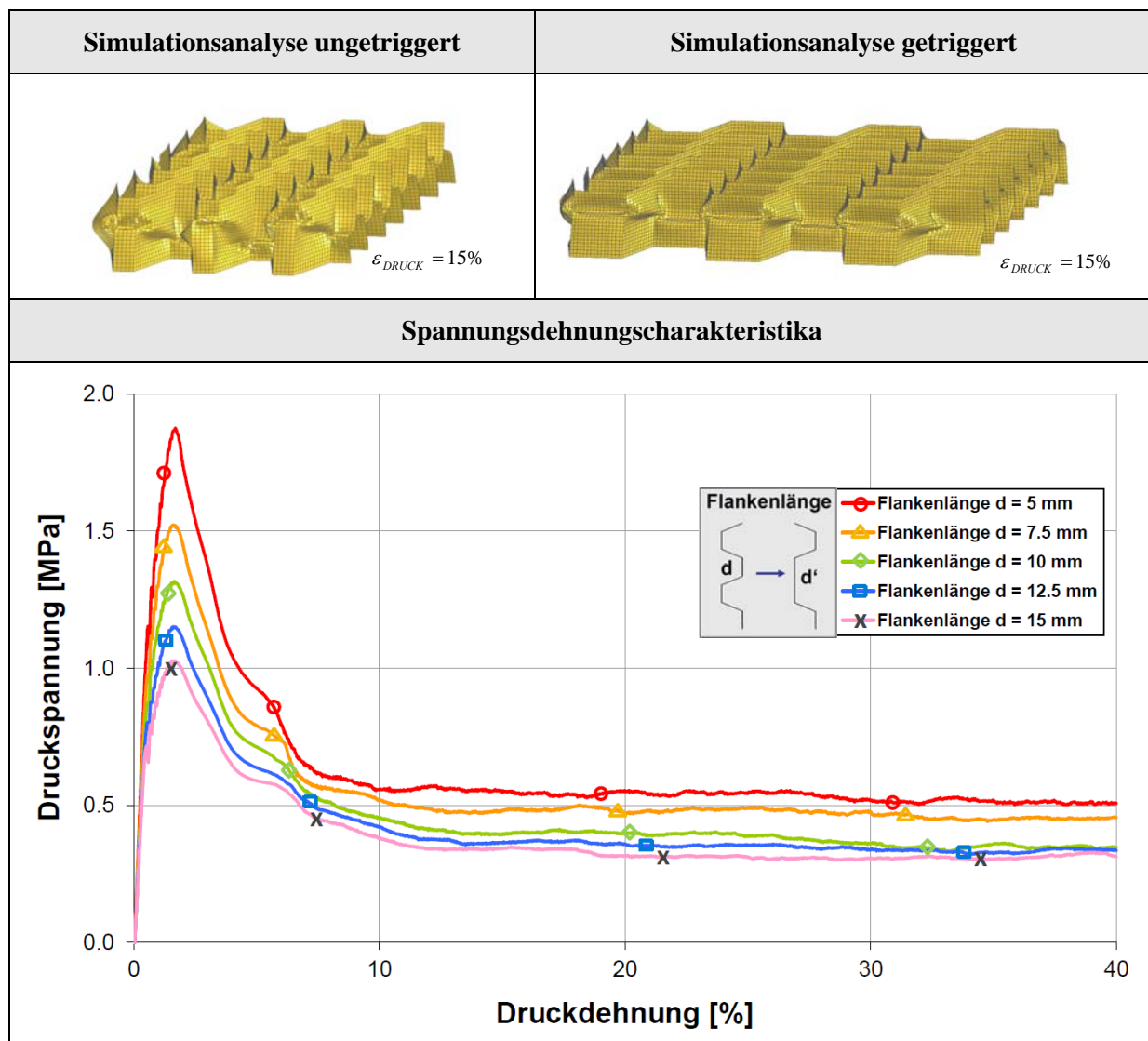


Abbildung 4.4: Kompressionscharakteristika in Abhängigkeit der horizontalen Faltkern - Flankenlänge

Abbildung 4.4 zeigt das Kompressionsverhalten der Faltkerne in Abhängigkeit der horizontalen Flankenlänge. Alle untersuchten Faltkerne zeigen den zu erwartenden Versagensmodus einer über den Kern querlaufenden Instabilität.

Obwohl die Versagensform durch die Kernmodifikation nur geringfügig beeinflusst wird, macht sich die Modifikation in den Kerneigenschaften auf Druck deutlich bemerkbar. Insbesondere die Druckfestigkeit zeigt eine ausgeprägte Sensitivität auf die Verlängerung der horizontalen Flankenbreite, was im Vergleich der Versagenkurven deutlich wird. Die Druckfestigkeit, welche durch den Eintritt lokaler Instabilitäten innerhalb der Kernstruktur definiert wird, halbiert sich bei einer Verlängerung der Flankenlänge von 5 mm auf 15 mm. Die Ergebnisse der Studie zeigen, dass mit der angewendeten Mustermodifikation ein signifikanter Einfluss auf die Schadensinitiierung auf Druck genommen werden kann. Die kontinuierliche Abnahme der Druckfestigkeit über den untersuchten Parameterbereich deutet an, dass die horizontale Flankenlänge dem Anforderungsprofil der jeweiligen Triggerbereiche entsprechend angepasst werden könnte. Aus den Ergebnissen wird zudem deutlich, dass sich die Modifikation - im Vergleich zur Festigkeit - nur sehr geringfügig auf die Kernsteifigkeit und somit auf das elastische Verformungsverhalten auf Druck auswirkt.

Die Veränderung im Faltmuster macht sich jedoch auch in dem sich entwickelnden Stauchungsplateau bemerkbar. Bei dem untersuchten Faltmuster entspricht die Abnahme während der Komprimierung der Kernstruktur in etwa dem Abfall in der Druckfestigkeit. Damit führt eine Vergrößerung der horizontalen Flankenlänge von 5 mm auf 15 mm zu einer Halbierung des Spannungsplateaus während des Komprimierungsvorgangs, womit auch das Energieabsorptionsvermögen durch den Kern bei einer Gelenkbildung reduziert wäre.

In Abbildung 4.5 ist das Schubverhalten für die beiden Hauptrichtungen in Abhängigkeit der horizontalen Flankenlänge dargestellt. In den Ergebnissen der Studie macht sich die Mustermodifikation in den Schubeigenschaften bemerkbar. Die Auswirkung auf die Schubeigenschaften ist jedoch für die beiden Schubrichtungen unterschiedlich ausgeprägt. Die numerischen Analysen ergeben insbesondere eine Reduktion der Schubeigenschaften in W-Richtung. In L-Richtung hingegen wirkt sich die Triggerung sogar versteifend aus. Die Schubsteifigkeit in dieser Richtung nimmt durch die Triggerung um 45% zu, bei gleichbleibender Schubfestigkeit. Damit wäre bei der untersuchten Kernmodifikation nur eine hinreichende Schubcharakteristik in W-Richtung nachzuweisen. Sofern das Anforderungsprofil des Kerns höhere Schubeigenschaften benötigen würde, müsste die Flankenlänge entsprechend angepasst werden.

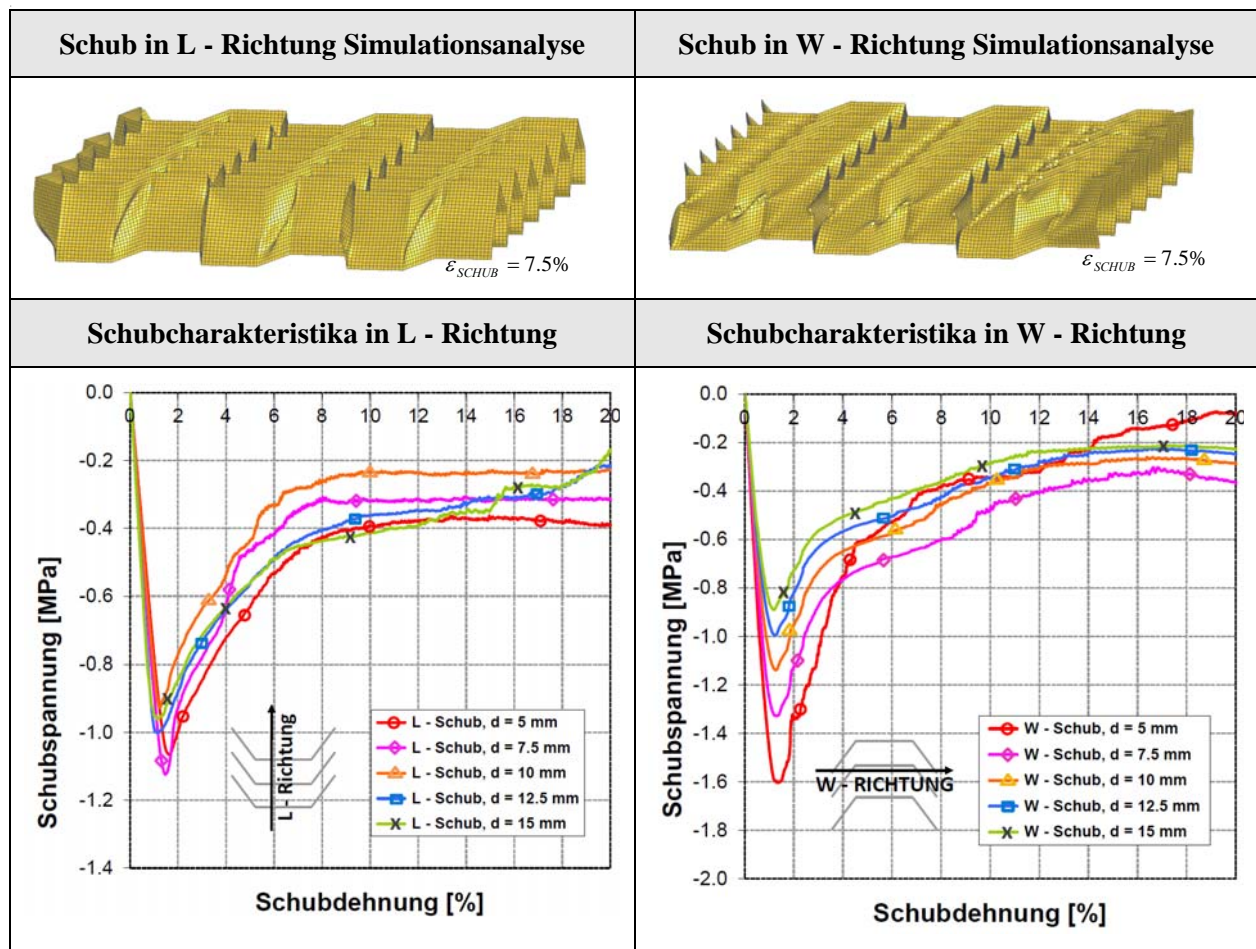


Abbildung 4.5: Schubcharakteristika in Abhängigkeit der horizontalen Flankenlänge

Um die Funktionsweise des Kerntriggerkonzepts zu überprüfen, wurden die Kerneigenschaften bei einer horizontalen Flankenlänge von 5 mm und 15 mm virtuell ermittelt. Aus den numerischen Studien ergeben sich für die beiden verwendeten Faltkernmuster folgende strukturelle Eigenschaften:

		5 mm Flankenlänge	15 mm Flankenlänge
Dichte	Kg/mm <sup>3</sup>	7.71 E-08	5.75E-08
Drucksteifigkeit	GPa	0.235	0.170
Versagensspannung Druck	GPa	1.88 E-3	1.03 E-3
Stauchplateau Druck	GPa	6.09 E-4	3.34 E-4
Schubsteifigkeit in L - Richtung	GPa	3.74 E-2	5.42 E-2
Schubversagensspannung in L	GPa	9.71 E-4	9.13 E-4
Schubsteifigkeit in W - Richtung	GPa	8.07 E-2	5.44 E-2
Schubversagensspannung in W	GPa	1.57 E-3	8.52 E-4

Die numerisch ermittelten Kerneigenschaften bilden die Basis für die Materialbeschreibung des Kerns in den durchgeführten impliziten Studien. Insbesondere bei einer Betrachtung, die für die Homogenisierung verschmierte Eigenschaften benötigen, sind diese makroskopischen Kerneigenschaften für die Materialbeschreibung notwendig.

#### 4.2.2. Entwicklung einer Versagenshypothese für Faltstrukturen

Um den Verformungszustand unter Last bei einer homogenisierten Kernmodellierung zu berechnen, sind die simulatorisch ermittelten Steifigkeitswerte ausreichend. Für die Bestimmung der eintretenden Schädigung hingegen sind die ermittelten Versagensparameter unter reiner Druck- bzw. Schublast nicht hinreichend. Kernstrukturen weisen unter Kombination von transversalen Schub- und Druckbelastung sinkende Festigkeitswerte auf. In mehreren experimentellen Studien konnte dieser Effekt nachgewiesen werden. Die Verwendung eines vereinfachten Dehnungskriteriums würde somit einer nicht konservativen Auslegungsphilosophie entsprechen und kann insofern für die Auslegung einer KerntrIGGERung nicht angewendet werden. Um dennoch mit Hilfe der impliziten Simulationsmethodik einen Kerntrigger auslegen zu können, muss eine Versagenshypothese für den Kern entwickelt werden, welche das Versagen unter jedweder Belastungskombination beschreibt. Zur analytischen Beschreibung des Kernversagens wird von Besant et al. [72] eine Superposition der normierten Versagenswerte empfohlen.

$$\left(\frac{\sigma_z}{\sigma_{z,\max}}\right)^n + \left(\frac{\tau_L}{\tau_{L,\max}}\right)^n + \left(\frac{\tau_W}{\tau_{W,\max}}\right)^n = 1 \quad (4.11)$$

In umfangreichen Studien wurden Kernstrukturen unter kombinierten Druck-Schubbelastungen experimentell untersucht, um die entsprechenden Exponenten für die untersuchten Kernwerkstoffe abzuleiten. In der Literatur sind die experimentell ermittelten Angaben inkonsistent. So ergaben die experimentellen Studien von Li et al. [75] für den Rohacell-51WF Schaum unter kombinierter Belastung die beste Übereinstimmung bei einem Exponenten von  $n=1$ , diejenigen von Benderly und Putter [74] hingegen einen Exponenten von  $n=2$ . Ähnliche Unterschiede kann man auch für den Exponenten von Honigwabenkerne in der Literatur finden.

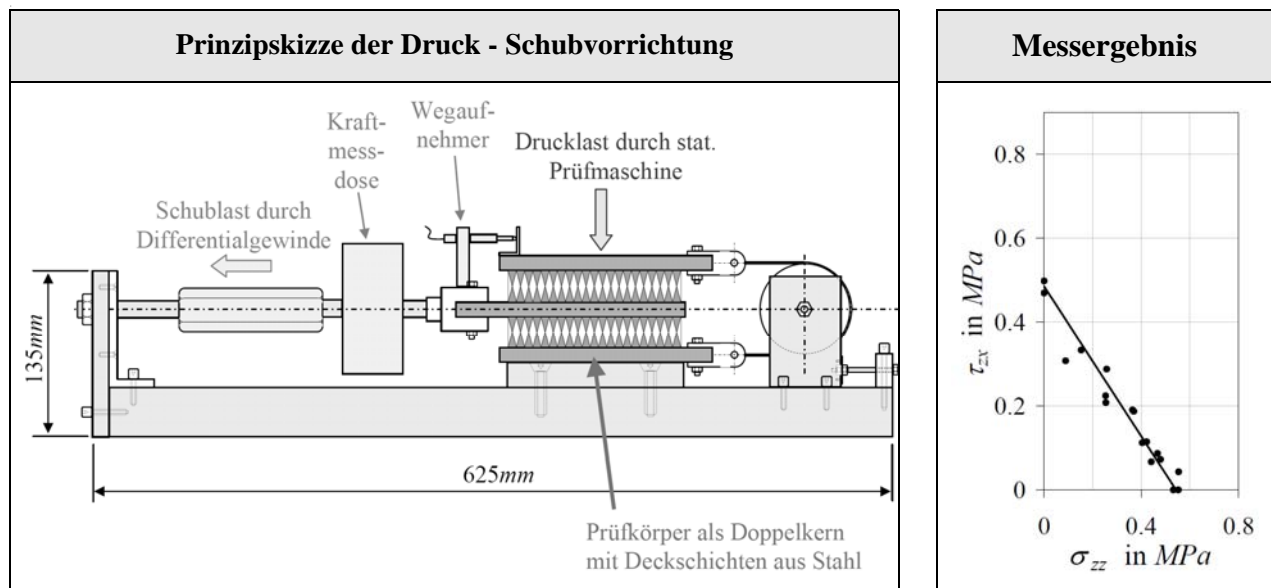


Abbildung 4.6.: Experimentelle Untersuchung von Faltkernen unter kombinierter Druck-Schubbeanspruchung [65]

So ermittelte Petras und Sutcliffe [71] experimentell für Nomex Honigwaben einen Exponenten von  $n=1$ , während die Studien von Kärger, Kintscher et. al. [65] [73] einen Exponenten von  $n=1.5$  ergaben. In Abhängigkeit von Versuchsdurchführung und Kernmaterial scheint sich der Koeffizient in einem Bereich  $1 > n > 2$  zu befinden. Obwohl numerische Studien für Impactschäden nur eine geringe Sensitivität auf die Wahl des Exponenten ergaben [65], ist dieser Exponent für die Schadensinitiierung und damit für die Auslegung einer Kerntriggerung entscheidend. Neben Honigwaben wurden von Kärger [65] auch Faltkerne mit Zick-Zack-Muster unter kombinierter Schub- und Drucklast untersucht. Die experimentelle Vorrichtung und die erhaltenen Messergebnisse sind in Abbildung 4.6 dargestellt. Die Ergebnisse zeigen trotz beträchtlicher Streuung einen tendenziell linearen Zusammenhang zwischen Schub- und Druckterm ( $n=1$ ).

Eine Übernahme dieser ermittelten Versagenshypothese ist im Hinblick auf die Sensibilität und die Bedeutung des Exponenten für eine virtuelle Triggerkonzeption nicht ausreichend, insbesondere da Faltgeometrie und Kernhöhe nicht übereinstimmen. Zusätzlich basiert die gefundene Linearität auf der Interpolation über eine eng begrenzte Anzahl von Testwerten. Diese Einschränkungen machen eine virtuelle Bestimmung einer Versagenshypothese für die jeweiligen Kernstrukturen mit Hilfe der Simulation wünschenswert. Die Simulation ermöglicht zusätzlich, die unterschiedliche Wichtungen für alle Belastungskomponenten in die Versagenshypothese zu integrieren. Damit können neben der Druckkraft auch die unterschiedlichen transversalen Schubcharakteristika  $\tau_L$  und  $\tau_w$  separat aufgelöst werden. Somit ergibt sich für die Beschreibung der Versagensfläche folgende erweiterte Formulierung:



$$\left(\frac{\sigma_z}{\sigma_{z,\max}}\right)^{n_C} + \left(\frac{\tau_L}{\tau_{L,\max}}\right)^{n_L} + \left(\frac{\tau_W}{\tau_{W,\max}}\right)^{n_W} = 1 \quad (4.12)$$

Über die sich entwickelnde Punktwolke kann an Hand numerischer Näherungsverfahren die optimale Wahl der Exponenten für die Beschreibung des Versagensraums gefunden werden. In Abbildung 4.7 sind die berechneten normierten Festigkeiten und die angenäherten Versagenskurven unter kombinierter Belastung für die Faltgeometrie im Triggerbereich dargestellt.

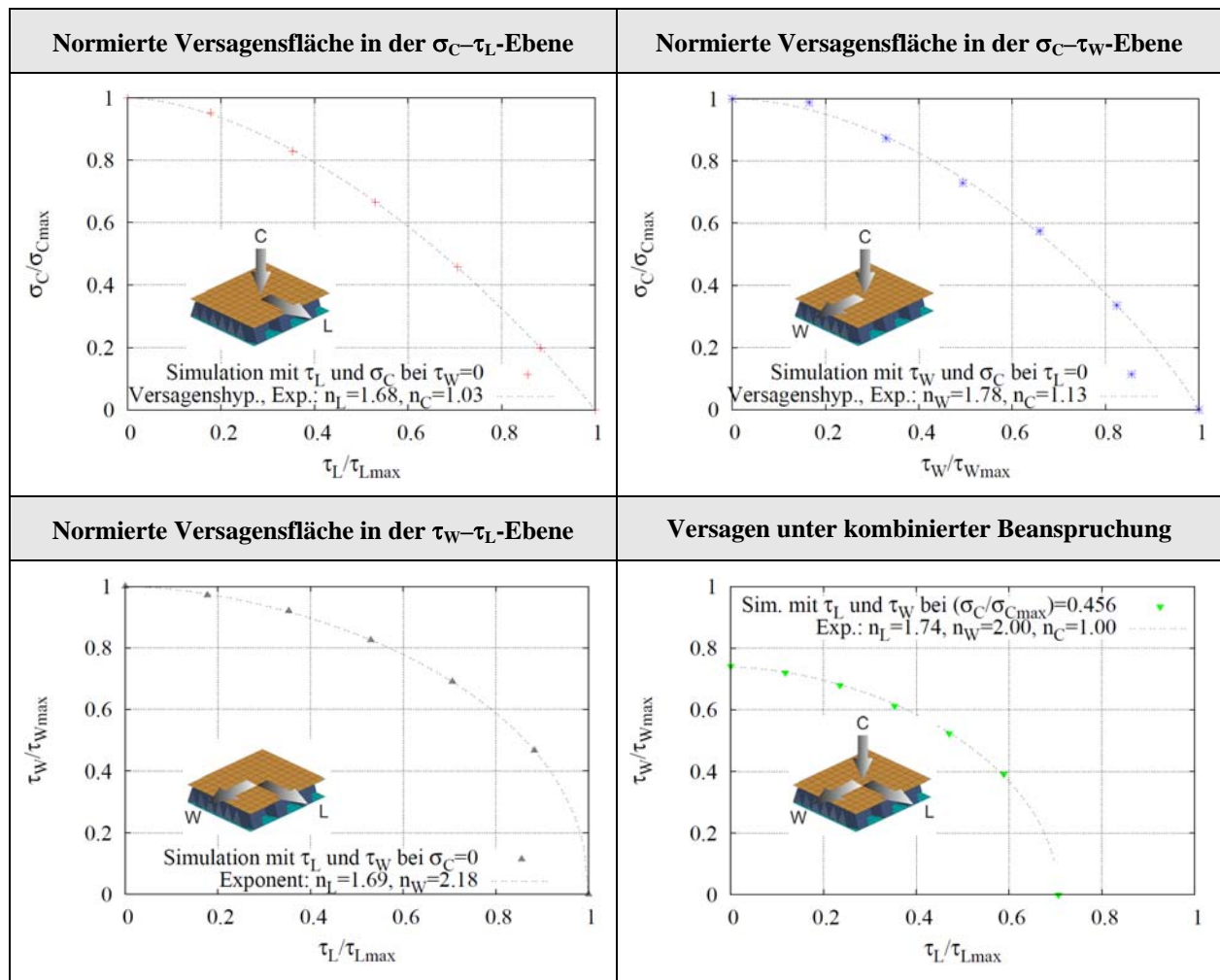


Abbildung 4.7: Virtuelle Ermittlung der Versagensfläche für das Kernmuster im Triggerbereich



Die ermittelten Exponenten deuten darauf hin, dass das komplexe anisotrope Versagensverhalten zellulärer Kernstrukturen über eine vereinfachte Versagenshypothese mit einheitlichem Exponenten wie von Beasont et al. [72] vorgeschlagen, nicht abgebildet werden kann. Bei Faltkernen spielt die anliegende Druckkraft im Vergleich zur Schubbelastung eine entscheidende Rolle, was sich in der geringeren Dimension des Exponenten für den Druckschädigungsanteil  $n_c$  im Vergleich zu den Schubkomponenten bemerkbar macht. Durch die Verwendung der komplexen Beschreibungsform wie in Gleichung (4.12) dargestellt, ist es möglich, die Versagensfläche zellulärer Strukturen genauer anzunähern. Jedoch ergeben sich für die unterschiedlichen Belastungskombinationen unterschiedliche Anforderungen für die Wahl der Exponenten, womit auch bei der komplexen Beschreibungsform über die Mittelung der Exponenten ein Fehler in der Beschreibung der Versagensfläche entsteht. Für die beiden Kernbereiche konnten folgende gemittelte Exponenten ermittelt werden.

	<i>Indizes</i>	<i>Trigger - Region</i>	<i>Ungestörter Bereich</i>
<b>Anteil Druckschädigung</b>	$\overline{n_c}$	<b>1.08</b>	<b>1.09</b>
<b>Anteil Schubschädigung in <math>\tau_w</math>-Ebene</b>	$\overline{n_w}$	<b>1.99</b>	<b>1.77</b>
<b>Anteil Schubschädigung in <math>\tau_L</math>-Ebene</b>	$\overline{n_L}$	<b>1.69</b>	<b>1.43</b>

Über Einsetzen der ermittelten Werte für die Exponenten in die Gleichung (4.12) kann eine Versagenshypothese für die jeweiligen Kernbereiche aus den durchgeführten Rechnungen abgeleitet werden. Somit kann über das Auslesen der Spannungskomponenten homogenisierter Kernelemente über Verwendung der entwickelten Versagenshypothese der Kern auf Schädigung überprüft werden. In Abbildung 4.8 ist die Versagensfläche mit den aus der Rechnung gewonnen Koeffizienten für den getriggerten Bereich grafisch dargestellt, welche im Gegensatz zu den experimentellen Studien von Kärger [65] eine ausgeprägte Nichtlinearität aufweist.

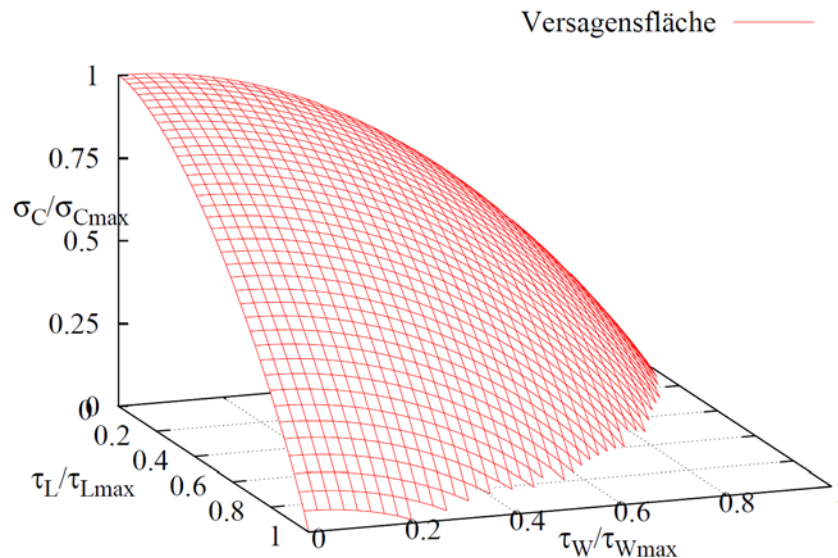


Abbildung 4.8: Darstellung der Versagensfläche des getriggerten Faltkerns [66]

#### 4.2.3. Validierung der impliziten Simulationsmethodik

Mit der Beschreibung der Versagensfläche über die Versagenshypothese und die Deckschichteigenschaften ist eine implizite Studie mit einem Simulationsmodell wie in Abbildung 4.3 dargestellt zur Untersuchung einer KerntrIGGERUNG durchführbar. Um die Qualität und die Aussagekraft der impliziten Modellierung abschätzen zu können, sind in einem ersten Schritt Validierungsstudien unverzichtbar. Als Validierungsbasis können die durchgeführten quasistatischen Experimente dienen. In Abbildung 4.9 sind die ermittelten Längsdehnungen des getriggerten Rumpfpaneels im zentralen Paneelbereich (Messposition 5) bei einem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm im Vergleich zur der impliziten Analyse dargestellt. Der Vergleich der Dehnung bei gegebener Stempellast zeigt, dass bei der Verwendung einer impliziten Modellierungsmethodik das Verformungsverhalten des Paneels nicht in der kompletten Tiefe erfasst wird. Die Abweichung könnte auf die unzureichende Abbildung geometrischer bzw. materieller Nichtlinearitäten und der vereinfachten starren Repräsentation der Vorrichtung zurückzuführen sein.

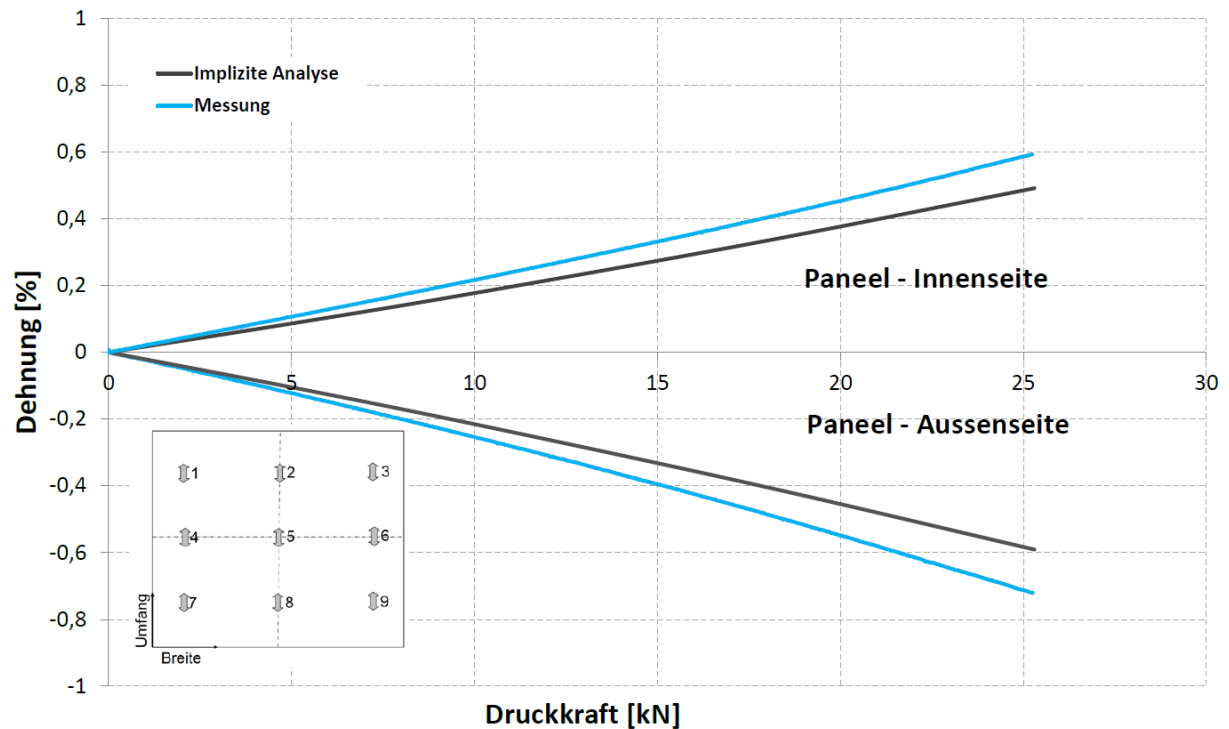


Abbildung 4.9: Vergleich der impliziten Analyse mit dem Experiment des getriggerten Rumpfpaneels (Messposition 5)

Obwohl die Verwendung der impliziten Modellierungsmethodik gewisse Abweichungen in der Abbildungsgenauigkeit aufzeigt, ermöglicht die Anwendung der Versagenshypothese auf die homogenisierten Elemente eine detaillierte Analyse möglicher Kernschäden im Paneel. In Abbildung 4.10 sind die Schädigungsanteile für das ungestörte Rumpfpaneel bei einem A - Wert von 200 mm für die innenliegende Elementreihe des Kerns bei der experimentell ermittelten Versagenslast dargestellt. Zusätzlich zu den diskreten Schädigungsanteilen ist über die Superposition der Anteile die Sicherheit bis Schadenseintritt über die Anstrengung abgebildet. Über die Schädigungsanteile und die Anstrengung können zu jedem Belastungsstand stark beanspruchte Bereiche und die noch verbleibende Sicherheit genau identifiziert werden. Die implizite Simulation liefert mit der Anwendung der Versagenshypothese bei der experimentell ermittelten Versagenslast kritische Spannungszustände an den Ecken des Paneels. Damit stimmen die experimentell und die numerisch ermittelte Schadensposition überein, wie auch in Abbildung 4.11 grafisch dargestellt ist.

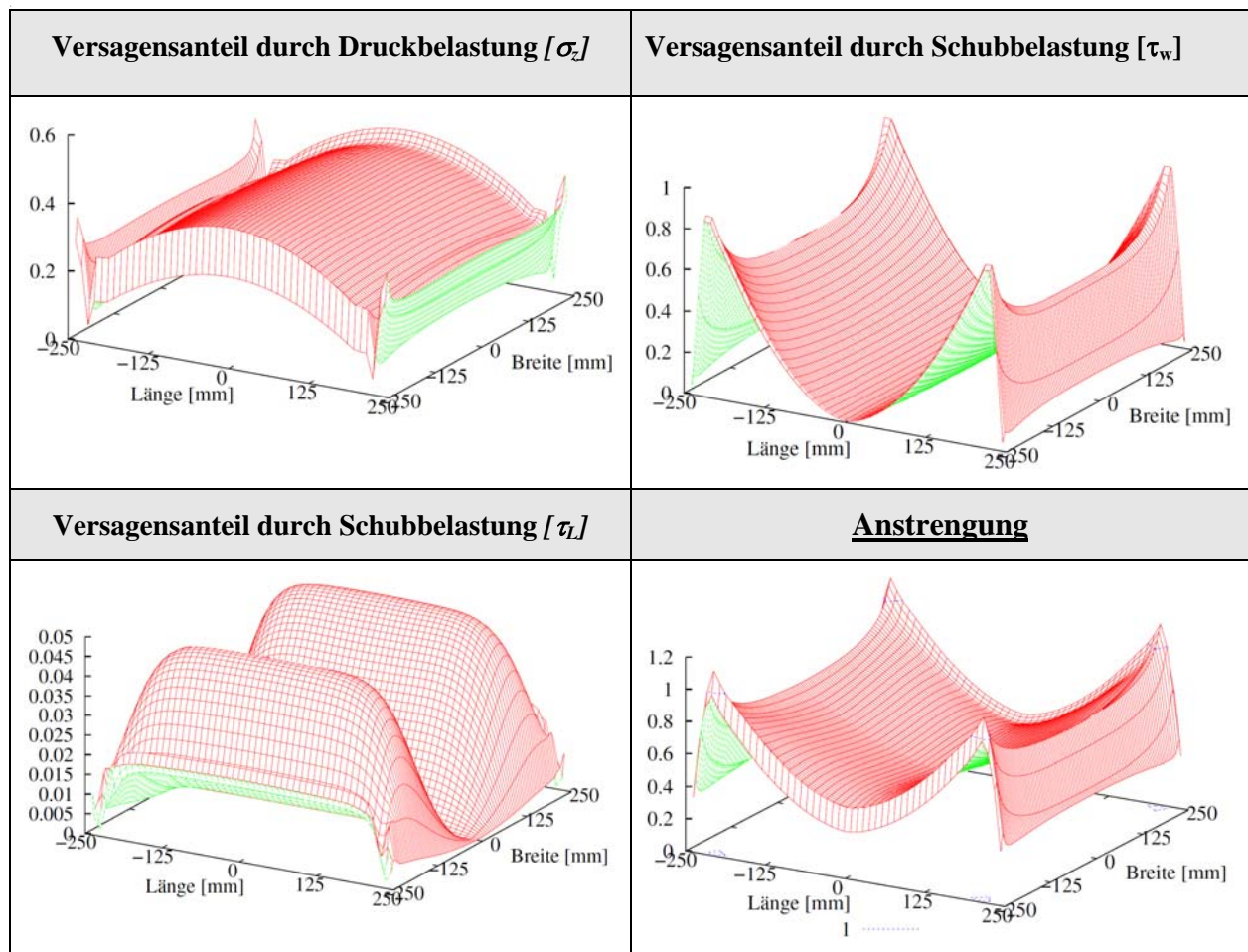


Abbildung 4.10: Versagensanteile des ungetriggerten Paneels unter Druck-Biegung (Drucklast  $\sim 29 \text{ kN/A}$  - Wert  $\sim 200 \text{ mm}$ ) [66]

Somit ist es möglich mit Hilfe der impliziten Simulation Position und kritische Belastung für das ungestörte Paneel vorherzusagen. Eine detaillierte Betrachtung der Schädigungsanteile zeigt, dass insbesondere der Schubanteil  $\tau_w$  im Randbereich der Einspannung zur Schädigung des Paneels beiträgt. Die Ursache für diese zur Einspannung hin ansteigende Schubbeanspruchung  $\tau_w$  kann in der zunehmenden Querkraftbelastung durch die Paneelkrümmung vermutet werden. Unterstützt wird diese Annahme durch die Tatsache, dass der Querkraftschub  $\tau_w$  in dem zentralen Paneelbereich komplett verschwindet. Allein auf Grund des Querkraftschub  $\tau_w$ , der wegen zusätzlicher Randeffekte an den Ecken weiter ansteigt, wird das Paneel zu 80% in den Ecken des Paneels geschädigt.

Durch die Querkontraktionsbehinderung entwickelt sich auch eine Schubbelastung  $\tau_L$  in L-Richtung. Die Analyse ergibt, dass der durch die Querkontraktionsbehinderung induzierte Schubanteil  $\tau_L$  unter den gegebenen Randbedingungen nur zu einem sehr geringen Anteil von maximal 4% an der Kernbelastung beteiligt ist und somit eine untergeordnete Rolle spielt.

Die für das Kerntripperkonzept bedeutsame Kerndruckkraft wird im zentralen Paneelbereich maximal. Die sattelförmige Kerndruckverteilung mit Abnahme der Druckkräfte in Richtung Einspannung spiegelt direkt die Belastung der Deckschichten über das Paneel wider, welche wegen der zunehmenden Biegebelastung im zentralen Paneelbereich maximal wird. Damit wird der in Gleichung (3.6) beschriebene direkte Zusammenhang zwischen Kerndruckkräften und Spannungszustand der Deckschichten im Spannungsverlauf über das Paneel offensichtlich.

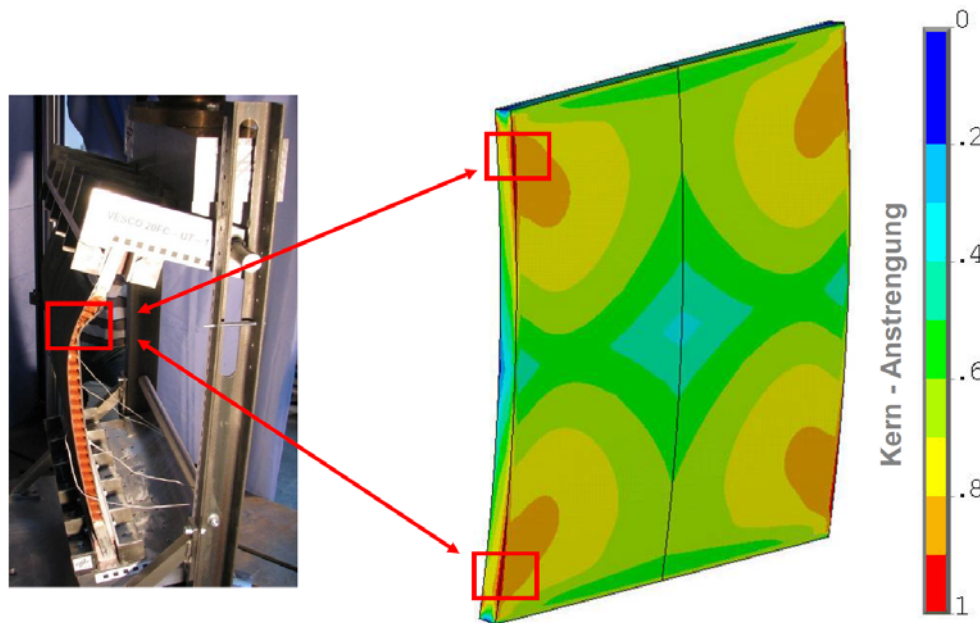


Abbildung 4.11: Vergleich Experiment und implizite Simulation in Bezug auf die Kernschädigung des ungestörten Faltkernpaneels

Die impliziten Studien zeigen, dass bei dem ungestörten Rumpfpaneel der Kern durch die sich entwickelnde Kerndruckkraft nur bis zu einem Schädigungsanteil von unter 40% belastet wird und somit zum Zeitpunkt des Versagens eine signifikante Sicherheitsmarge gegen Druckversagen aufweist. Damit kann vermutet werden, dass auch bei einer möglichen Reduktion der Einspannungseffekte der Versagensmodus einer kollabierenden Kernstruktur bei einem ungestörten Rumpfpaneel nicht erreicht würde.

Zur Analyse des getriggerten Rumpfpaneels wurde dieselbe Simulationsstrategie wie bei dem ungestörten Rumpfpaneel angewandt, wobei die Kerneigenschaften und die Versagensthypothese für die Elemente im Triggerbereich gemäß der veränderten Kerncharakteristik angepasst wurden. Um wieder einen Abgleich der Ergebnisse mit dem Experiment zu ermöglichen, wurde das Paneel bei einem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm nichtlinear bis zur Versagenslast von 25.8 kN belastet. In Abbildung 4.12 sind die berechnete Kernschädigung und das experimentell ermittelte Versagen im Vergleich dargestellt. Die implizite Simulation identifiziert sowohl im

Bereich der Kerntriggerung als auch an den Eckbereichen hohe Kernlasten. Jedoch liegt die Anstrengung bei der gegebenen Belastung jeweils unterhalb von 0.8, womit die implizite Berechnung die Druckschädigung im Vergleich zum Experiment unterschätzt.

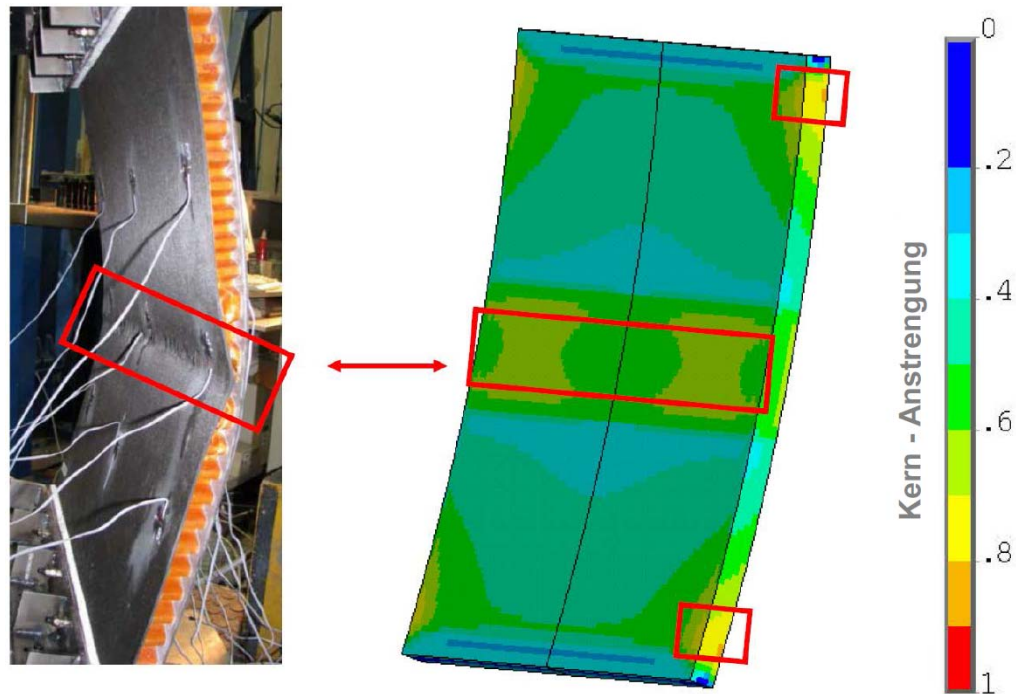


Abbildung 4.12: Vergleich Experiment und implizite Simulation in Bezug auf die Kernschädigung des getriggerten Faltkernpaneels

In Abbildung 4.13 sind für die innenliegende Elementreihe die unterschiedlichen Schädigungskomponenten dargestellt. Deutlich wird die geringfügige Auswirkung der Kerntriggerung auf die Schubschädigung. Der Schubverlauf  $\tau_w$  zeigt den identisch stetigen parabelförmigen Verlauf wie beim ungestörten Rumpfpaneel. Durch die entstehenden Spannungskonzentrationen werden die Eckbereiche allein auf Grund des Querkraftschubs  $\tau_w$  bis zu einem Schädigungsanteil von 60% belastet. Die größte Auswirkung weist die eingebrachte Schwächung der Kernstruktur in dem Verlauf der Druckschädigungskomponente auf. Während diese bei einer homogenen Kernstruktur einen stetigen sattelförmigen Verlauf zeigt, springt diese auf Grund der eingebrachten Kernschwächung im Triggerbereich um 30% nach oben. Dieser sprunghafte Anstieg der Druckschädigungskomponente im Triggerbereich visualisiert anschaulich die Funktionsweise des Kerntriggerkonzepts.



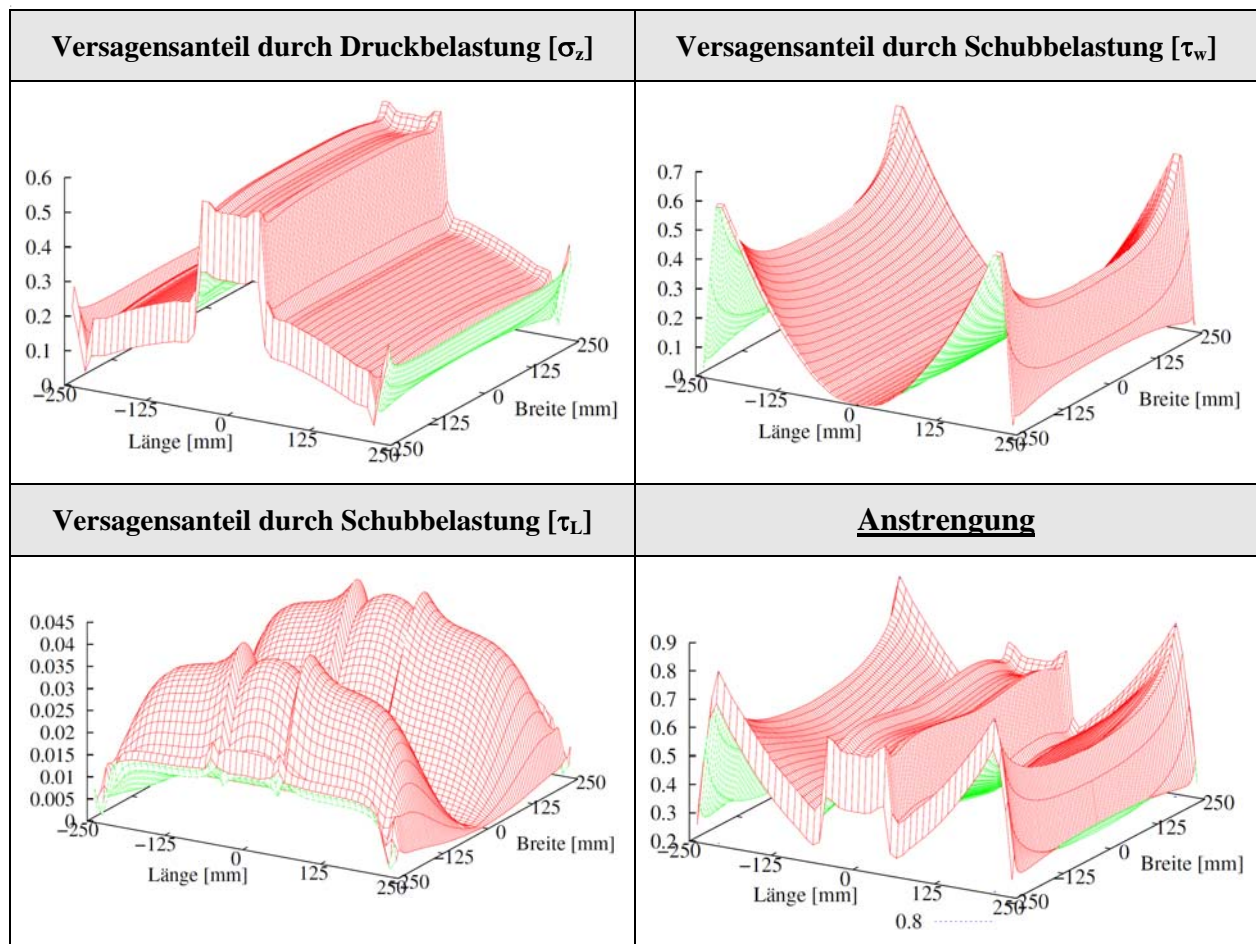


Abbildung 4.13: Schädigungsanteile des getriggerten Rumpfpaneels bei einem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm und einer Drucklast von 25,8 kN [66]

Die über die Superposition der Schädigungskomponenten ermittelte Anstrengung führt zu intensive Belastungszonen im Trigger und an den Paneelecken. Die durchgeführte implizite Simulation zeigt, dass die eingeleiteten Kerndruckkräfte auf Grund der biegebelasteten gekrümmten Deckschichten nicht ausreichen, um bei der gegebenen Paneebelastung ein Kernversagen im Triggerbereich einzuleiten. Dies unterstützt die Vermutung, dass der finale Versagenseintritt des getriggerten Rumpfpaneels durch Deckschichtknittern erfolgt ist. Die entwickelte Versagenshypothese für die Faltkerne betrachtet jedoch nur Kernversagen auf Grund unzureichender Kernfestigkeit. Da bei der Versagensform des Deckschichtknitterns der Schaden auf Grund unzureichender Stabilisierung der Deckschichten erfolgt, ist eine Schadensidentifikation durch die entwickelte Versagenshypothese nicht möglich. Damit müssten bei der Verwendung der dargestellten Simulationen deckschichtbezogene Versagensformen separat geprüft werden.

Um die Robustheit des Kerntiggers abzusichern und globales Instabilitätsversagen als Ursache für die Paneelschädigung auszuschließen, wurde die Stabilität des Paneels mit Hilfe der nichtlinearen Beulanalyse bestimmt. In einem ersten Schritt wurde die entstehende Beulform mit Hilfe der Eigenwertanalyse identifiziert und die erhaltene Beulform in reduziertem Umfang als Imperfektion auf die Struktur aufgebracht. Abbildung 4.14 zeigt die Knotenkraft und die Verschiebung des Krafteinleitungsknotens.

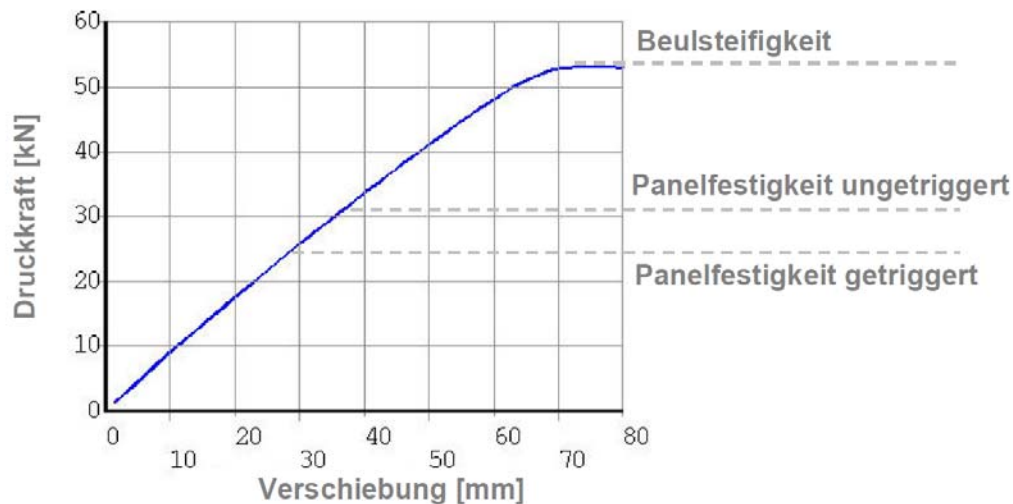


Abbildung 4.14: Nichtlineare Beulanalyse zum Stabilitätsnachweis des Rumpfpaneels [70]

Im Ergebnis werden das anfängliche elastische Deformationsverhalten und das Einsetzen der Instabilität deutlich. Dieses stellt sich als signifikantes Abflachen des Kraftanstiegs bei einer Belastung von über 50 kN dar. Da die experimentellen Studien um über 20 kN geringere Versagenswerte aufgezeigt haben, kann ein Paneelversagen auf Grund von globalen Instabilitäten ausgeschlossen werden. Damit kann die Schadensinitiierung eindeutig auf die lokal integrierte Kernschwächung und damit beschriebene Kombination aus Kerndruckkräften und Deckschichtknittern zurückgeführt werden. Die relevante lokale Beulfestigkeit ist durch die fehlende Diskretisierung der lokalen Stützstellen mit dieser Simulationsmethodik nicht zu erfassen.



### 4.3. Explizite Analysen zur Ermittlung der Paneellasten

Neben der impliziten Simulationsmethodik kann eine virtuelle Kerntriggerdefinition auch mit Hilfe der expliziten Simulation erfolgen. Größter Nachteil der expliziten Simulation ist der geringe Zeitraum, der auf Grund des begrenzten Zeitschritts analysiert werden kann. Da die experimentellen Studien quasi-statisch durchgeführt wurden, ist eine direkte Abbildung der Versuche in der expliziten Simulationsumgebung nicht möglich. Solange sich jedoch die Trägheitseffekte auch bei einer signifikant beschleunigten Krafteinleitung in einem vernachlässigbaren Rahmen befinden, kann dennoch eine virtuelle Abschätzung quasi-statischer Experimente in der expliziten Simulationsumgebung erfolgen.

Um den Zeitraum auf ein berechenbares Maß zu begrenzen, musste in der expliziten Simulation die Verschiebung der Krafteinleitung auf 1 m/s beschleunigt werden. Robustheitsstudien bezüglich des Druckversagens ergaben, dass die explizite Modellierung von Faltkernen bei schnellem Belastungseintrag eine nicht vernachlässigbare Dehnratenabhängigkeit aufweist [43]. Aus diesem Grund muss die mit der Kernhöhe normierte Belastungseintragungsgeschwindigkeit bei der Modellierung quasi-statischer Vorgänge auf  $10 \text{ s}^{-1}$  begrenzt werden. In der expliziten Simulation des Druck-Biegeexperiments erfolgt der Belastungseintrag durch eine Verschiebungsrandbedingungen von 1 m/s im Abstand des Druck-Biege-Verhältnisses. Der Belastungseintrag in die Kernstrukturen ist im Vergleich zu der Verschiebungsrandbedingung nochmals signifikant geringer einzustufen, womit sich die Belastungseintragungsgeschwindigkeit in den Faltkern innerhalb des nachgewiesenen Rahmens befindet, in dem noch kein dehnratenabhängiges Versagen der Faltkernmodellierung vorliegt. Somit sollte das quasi-statische Versagen der Kernstruktur auch unter den beschleunigten Verschiebungsrandbedingungen korrekt abgebildet werden können.

Unter den gegebenen Randbedingungen ist somit auch eine explizite FE - Analyse der quasi-statischen experimentellen Studien möglich. Abbildung 4.15 zeigt das verwendete Simulationsmodell. Im Gegensatz zur vereinfachten impliziten Modellierung ist eine detaillierte Diskretisierung der Vorrichtung und Krafteinleitung ohne signifikante Zunahme des Rechenaufwands möglich. Somit wird bei der expliziten Simulation die elastische Deformation der Einspannungsprofile numerisch erfasst.

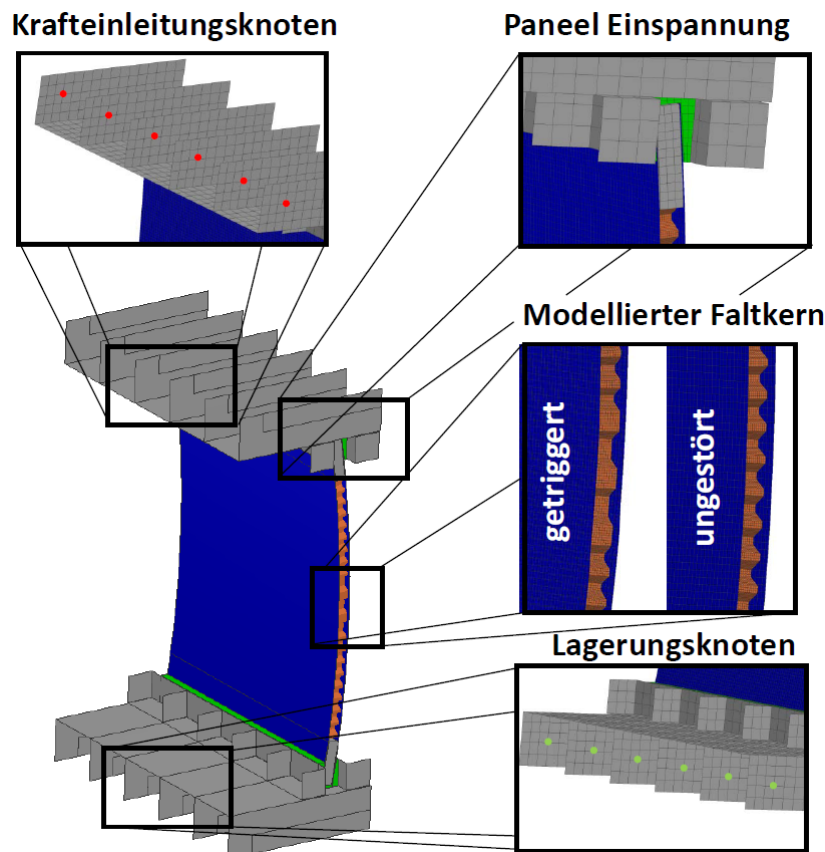


Abbildung 4.15: Explizites Simulationsmodell zur Berechnung der Rumpfpaneele unter Druck-Biegung

Die Krafteinleitung und Lagerung erfolgt über Verschiebungs- bzw. Lagerungsrandbedingungen in den entsprechenden Bereichen. Im Gegensatz zur Vorrichtung, deren elastisches Deformationsverhalten auch über eine grobe Diskretisierung abgebildet werden kann, bedingt die korrekte Schadensmodellierung eine detaillierte Auflösung der Deckschichten und des Kerns. Untersuchungen von Kilchert ergaben eine Elementgrößenabhängigkeit, die jedoch ab einer Auflösungsgenauigkeit von 2 mm nur noch geringe Auswirkung auf das Versagen zeigt. Durchgeführte Studien zur Reduzierung der Rechenzeiten über die Verwendung einer homogenisierten Faltkernrepräsentation von Bereichen geringer Belastung führten zu numerisch bedingten Instabilitäten an dem Interface zwischen detaillierter und homogenisierter Kernrepräsentation. Weitere Studien, um über die Verwendung eines Halbmodells mit Symmetrie-Randbedingungen Rechenzeit zu senken, führten zu einem Anstieg der Versagenslast. Die Ursache für die Diskrepanz wird in der symmetrischen Kernbetrachtung vermutet, da das Kernmuster bei genauer Betrachtung keine Symmetrieachse besitzt [67]. Die sich daraus ergebende Notwendigkeit einer kompletten Modellierung bei einer Elementgröße des Kerns unterhalb 2 mm und der Deckschichten bei 5 mm führen bei den vorgegebenen Dimensionen zu einer Modellgrößen von 820000 Elementen.

### 4.3.1. Validierung der expliziten Simulationsmethodik

Die beiden untersuchten Referenzfälle, die Bruchversuche des getriggerten und des ungestörten doppelschaligen Faltkernpaneels bei einem Druck-Biege-Verhältnis von 200 mm, wurden als Validierungsbasis für den expliziten Modellierungsansatz verwendet. In Abbildung 4.16 ist Simulation und Experiment zum Zeitpunkt vor und nach Versagenseintritt gegenübergestellt. Der Vergleich liefert das Ergebnis, dass mit Hilfe der expliziten Simulation sowohl Deformationsverhalten als auch Position und Art der Schädigung des getriggerten Faltkernpaneels abgebildet werden können. Wie im Experiment erfolgt das Versagen des Rumpfpaneels durch eine kollabierte Kernstruktur und den Bruch der inneren Deckschicht im zentralen Triggerbereich.

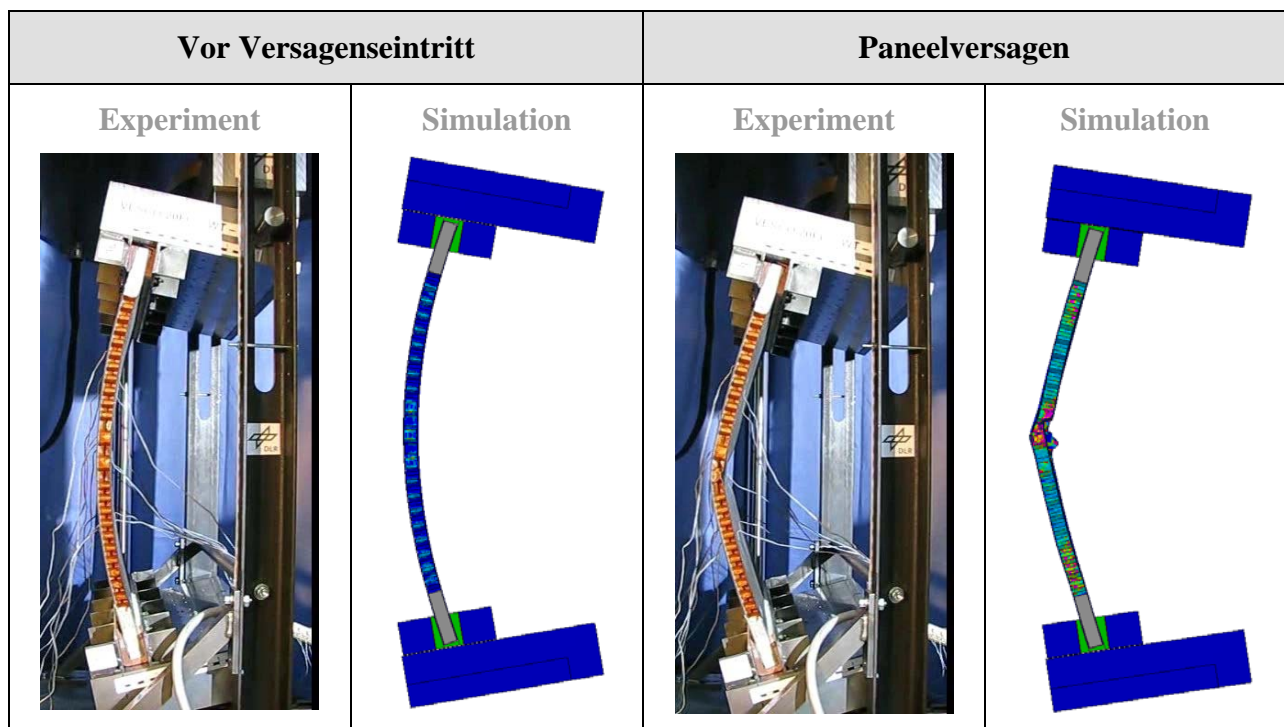


Abbildung 4.16: Vergleich Simulation und Experiment des getriggerten Faltkernpaneels bei einem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm

Um eine kollabierende Kernstruktur als Auslöser für die Schädigung nachzuweisen bietet sich die Betrachtung der Kernschädigung anhand einer Visualisierung der Degradation der Papiereigenschaften an. Wie in Abbildung 4.17 ersichtlich, zieht sich ein Schädigungsband am Randbereich des Paneels entlang, während die komplette Kernstruktur innerhalb dieser Randbereiche unbeschädigt bleibt. Eine vom Rand ausgehende Kollabierungsfront wird somit durch das Bruchbild, die implizite und die explizite Analyse übereinstimmend bestätigt. Die geschädigte Randregion zeigt im Bereich des ungestörten Kerns Schädigungswerte unterhalb 40%, während im Bereich des geschwächten Kerns lokale Schädigungskonzentrationen an den Faltkanten mit über 60% Schädigung entstehen. Diese Konzentrationen deuten auf eine Schadensinitiierung durch Kernversagen im Triggerbereich hin.

Zur Abschätzung der Aussagequalität des simulatorischen Ansatzes bietet sich der Abgleich der Berechnungsergebnisse, Kontaktkraft Druckstempel-Vorrichtung und Elementdehnung, mit dem experimentell ermittelten Größen an. In Abbildung 4.18 sind die Längsdehnungen im zentralen Paneelbereich (Messposition 6) über die eingeleitete Kraft im Vergleich dargestellt.

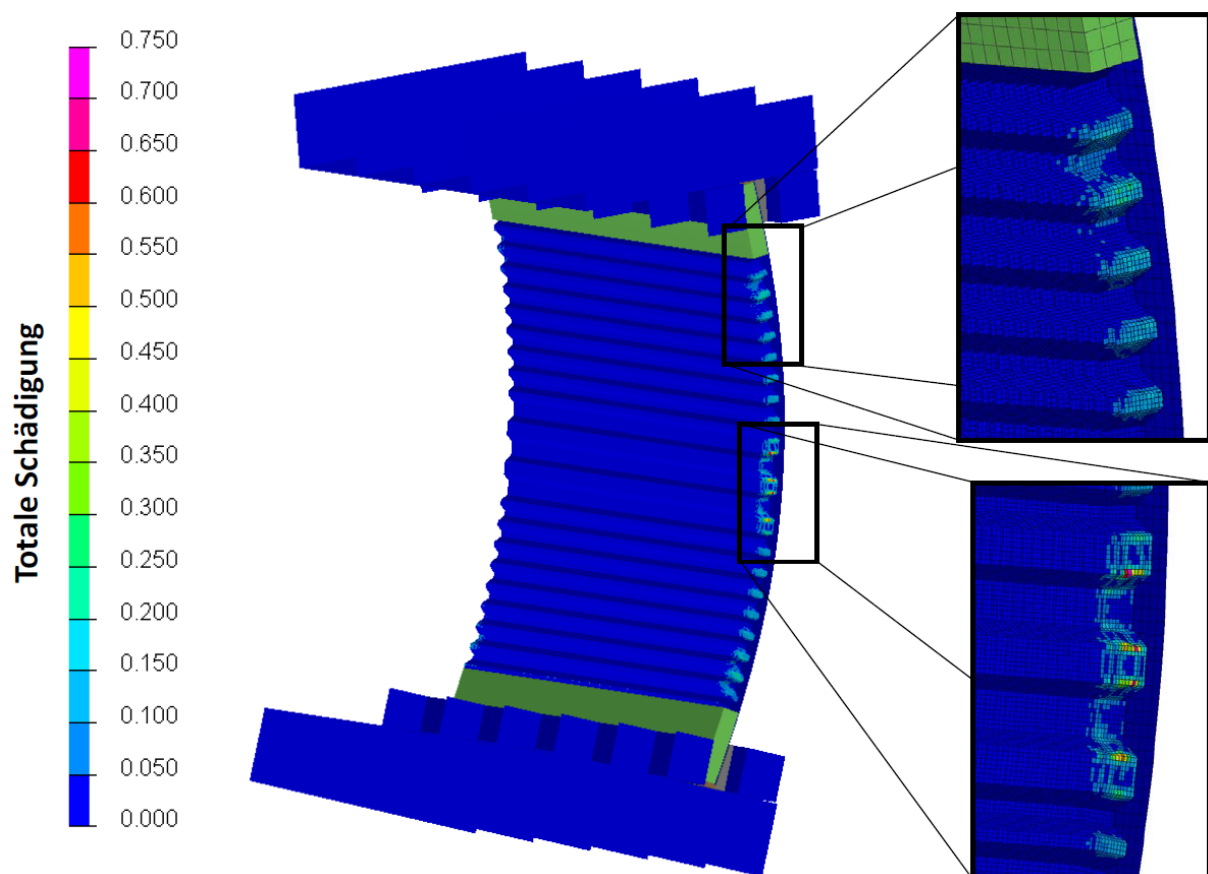


Abbildung 4.17: Detaillierte Auflösung der Kernschädigung des getriggerten Faltkerns vor Eintritt des Versagens bei einem A - Wert von 200 mm

Die für die explizite Simulation notwendige beschleunigte Krafteinleitung von 1 m/s führt trotz Verwendung einer anfänglichen Rampenfunktion in der Berechnung zu einem Schwingungsverhalten der Struktur, die einen quantitativen Vergleich des Dehnungsverhaltens erschweren. Studien mit der Zielsetzung die Dehnungsinformation über übliche Filterfunktionen zu glätten, führten zu einer inakzeptablen Verfälschung der Dehnungswerte zum Zeitpunkt der Schadensinitiierung. Als beste Lösung konnte eine geglättete Darstellung des berechneten Dehnungsverlaufs über eine Polynomfunktion identifiziert werden, welche sich bis zum Versagenseintritt genau innerhalb des erkennbaren Schwankungsverlaufs befindet.

Ein Abgleich der Deckschichtdehnungen bei eingebrachter Stempellast zeigt eine sehr gute Übereinstimmung zwischen expliziter Simulation und Experiment. Zwar werden, wie in Abbildung 4.18 ersichtlich, auch bei der expliziten Analyse die Deckschichtdehnungen etwas unterschätzt, jedoch fällt die Diskrepanz im Vergleich zu der impliziten Simulation geringer aus. Wie in der impliziten Simulation überschätzt auch die explizite Simulation die Paneelfestigkeit. Die primäre Ursache hierfür wird - wie auch in der impliziten Simulation - in der Materialbeschreibung des Aramidpapiers gesehen, die wegen der notwendigen Idealisierung eine überhöhte Kernfestigkeit aufweist.

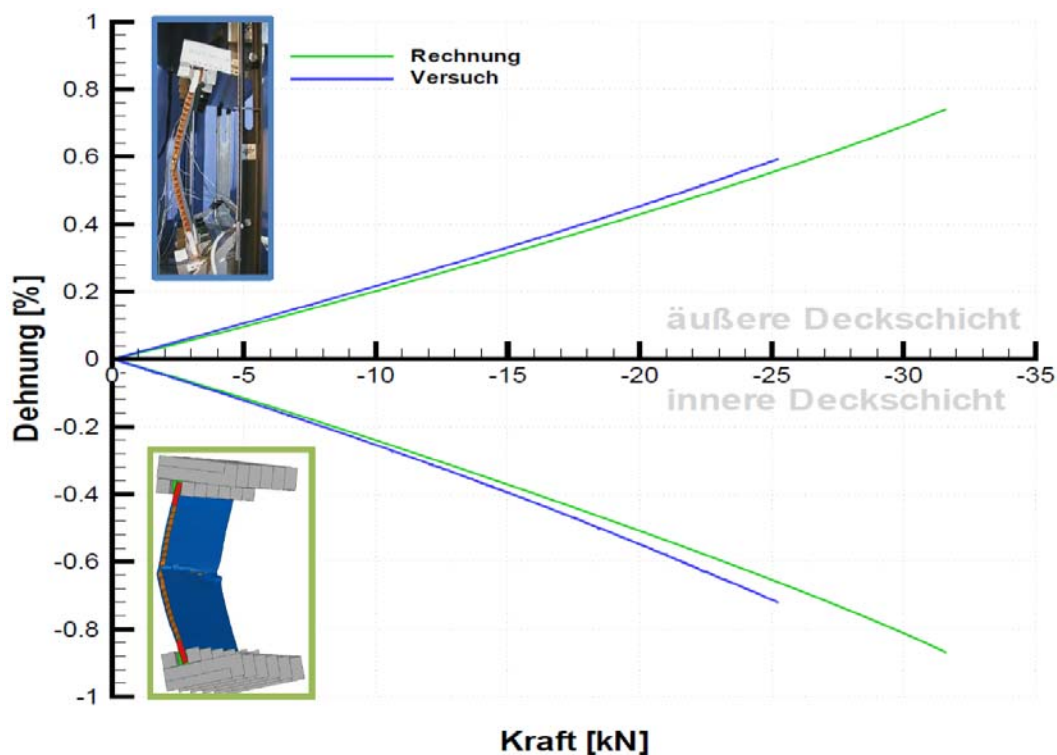


Abbildung 4.18: Abgleich der berechneten Verformung und Schadensinitiierung des getriggerten Rumpfpaneel bei einem A - Wert von 200 mm [67]

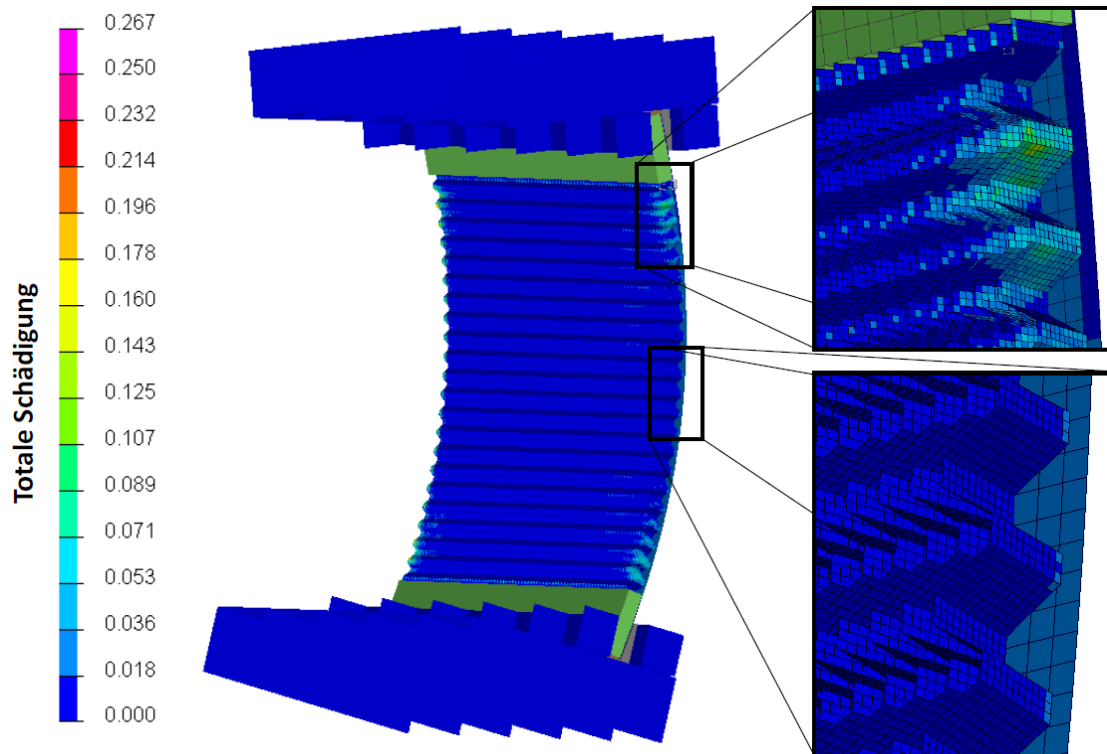


Abbildung 4.19: Kernschädigung des ungestörten Faltkerns bei einem A - Wert von 200 mm und einer Verschiebung von 75 mm

Neben dem getriggerten Rumpfpaneel wurde der Simulationsansatz auch zur Berechnung des Bruchverhaltens des ungestörten Rumpfpaneels unter Druck-Biegung angewendet. In Abbildung 4.19 wird die Kernschädigung kurz vor Eintritt des Versagens dargestellt. Es wird ersichtlich, dass sich nur in den Eckbereichen des Rumpfpaneels geschädigte Kernbereiche ausbilden. Im Gegensatz zu dem Paneel mit Kerntriggerung wird jedoch der Faltkern im mittleren Paneelbereich nicht geschädigt. Dieser offensichtliche Unterschied im Schädigungsverhalten ist direkt auf das veränderte Kernmuster im Triggerbereich zurückzuführen. Damit ist es mit der expliziten Simulation möglich, hoch belastete Regionen im Faltkern über die Schädigung zu identifizieren. In Abbildung 4.20 ist das Schädigungsbild und die Steifigkeitscharakteristik gegenübergestellt. Aus dem Abgleich der Schädigung wird ersichtlich, dass trotz der korrekten Abbildung von Schädigungskonzentrationen im Kern und der Paneelsteifigkeit das Versagen an unterschiedlicher Paneelposition auftritt. Die Ursache hierfür wird in der Überschätzung der Kernfestigkeit vermutet. Obwohl in dem geglätteten Dehnungsverlauf nur Umfangsdehnungen unterhalb von 1% ermittelt werden, können über eine detaillierte Auswertung der Ausgabedatei Elemente der inneren Deckschicht identifiziert werden, in denen zuerst das Versagens- bzw. das Eliminierungskriterium erfüllt wird.



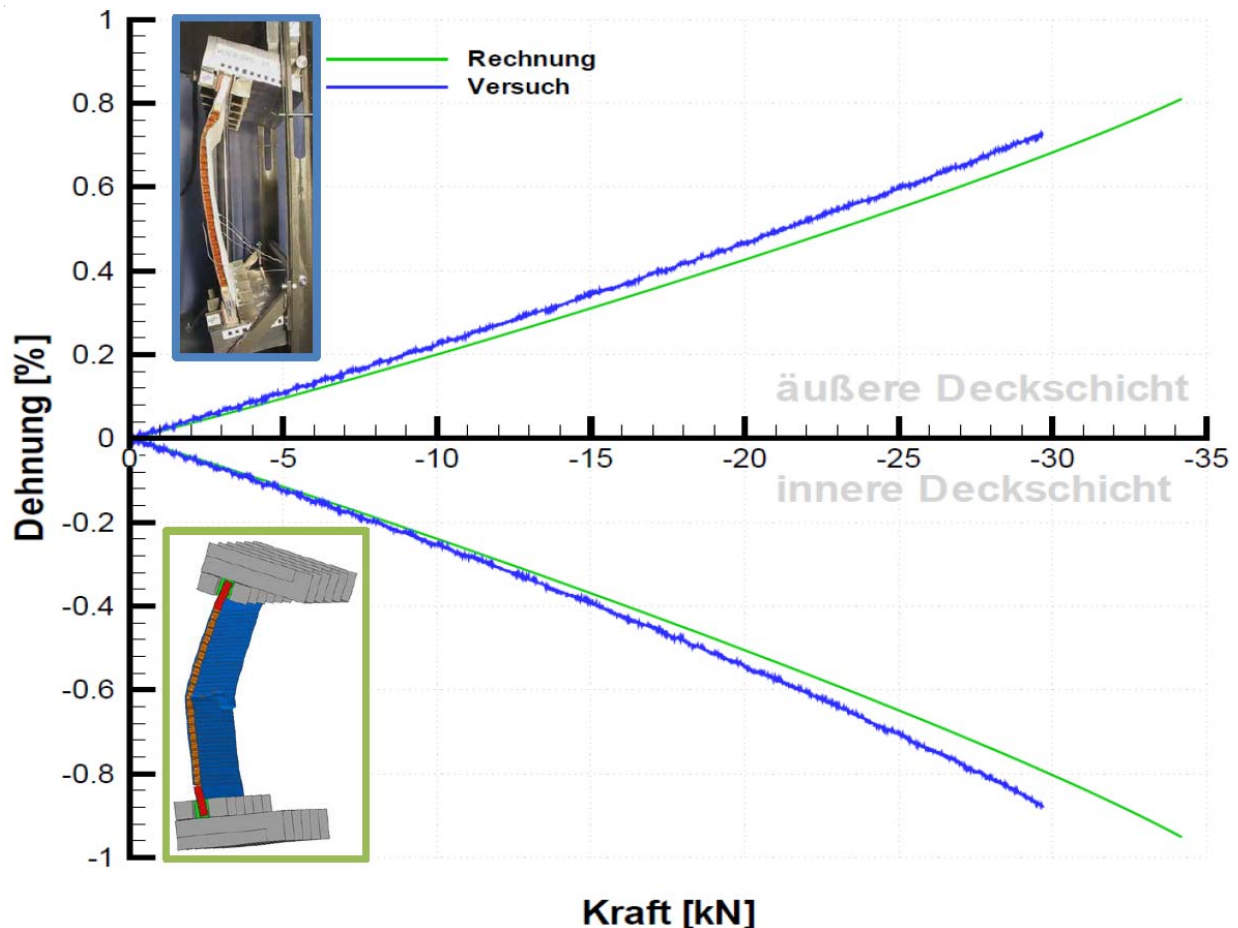


Abbildung 4.20: Abgleich der berechneten Verformung und Schadensinitiierung des ungestörten Rumpfpaneels bei einem A - Wert von 200 mm / Messposition 6 [67]

Die überhöhten Kernversagensspannungen, die aus dem CELPACT Projekt bekannt sind, in Überlagerung mit dem Schwingungsverhalten, das sich aus der beschleunigten Krafteinleitung ergibt, führen in der Berechnung zu einem Überschreiten der Druckfestigkeit der inneren Deckschicht, bevor eine Schädigung des Faltkerns einsetzen konnte.

#### 4.3.2. Identifikation des Einflusses vorgeschädigter Prägekanten

Die Ergebnisse der expliziten Simulation zeigen, wie entscheidend die Qualität der Materialbeschreibung des Kerns für die Berechnung eines Kerntriggers ist. Obwohl mit der verwendeten Materialbeschreibung innerhalb des CELPACT Projekts eine sehr gute Korrelation unter „High Velocity Impact (HVI)“ Belastungen nachgewiesen werden konnte, ist diese Korrelationsgüte nicht direkt auf die Dimensionierung eines Kerntriggers übertragbar.

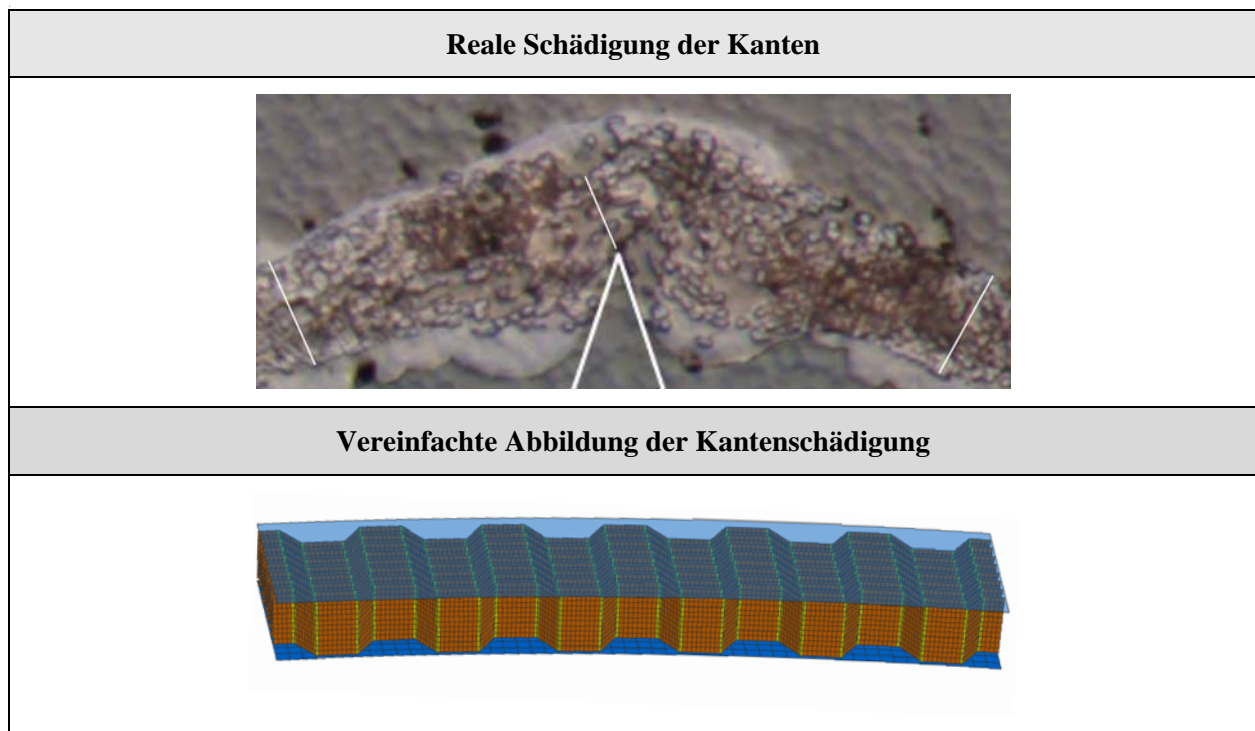


Abbildung 4.21: Vereinfachte Abbildung der Kantenschädigung in der Simulation durch Reduzierung der Papierdicke im Randbereich [64]

Im Gegensatz zu der Modellierung von Impactvorgängen, deren Korrelationsgüte in großem Maße durch die korrekte Abbildung der Stauchungsvorgänge im Nachversagensbereich definiert wird, ist bei einer virtuellen Auslegung eines Faltkerntriggers primär die Genauigkeit in der virtuellen Abbildung der Schadensinitiierung von Bedeutung. Die erhaltene Diskrepanz in der berechneten Kernfestigkeit ist nach Kilchert [43] auf die idealisierte Papierbeschreibung zurückzuführen. Detaillierte Aufnahmen des Faltkerns zeigen, dass das Aramidpapier auf Grund des Herstellungsprozesses insbesondere im Kantenbereich geschädigt wird. Bei der verwendeten idealisierten Modellierung werden homogene Papiereigenschaften über den ganzen Faltkern angenommen. Während diese Vereinfachung in den Bereichen außerhalb der Faltkanten nur eine geringfügige Fehlerquelle darstellt, ist diese für den direkten Kantenbereich erheblich größer einzustufen. Der während der Herstellung geschädigte Kantenbereich wird bei der idealisierten Betrachtung überhaupt nicht erfasst. Unterstützt wird die These durch die berechnete Konzentration geschädigter Elemente direkt im Kantenbereich kurz vor Versagenseintritt.

Unter diesen Randbedingungen müsste über eine Implementierung der Kantenschwächung die Berechnungsgüte erhöht werden können. Eine exakte Modellierung der Kantenschwächung ist auf Grund ihrer geringen Ausdehnung und der damit verbundenen Reduktion des Zeitschritts in der expliziten Simulation nicht realisierbar. Um eine Kantenschwächung dennoch zu implementieren, muss der geschädigte Bereich vergrößert dargestellt werden.



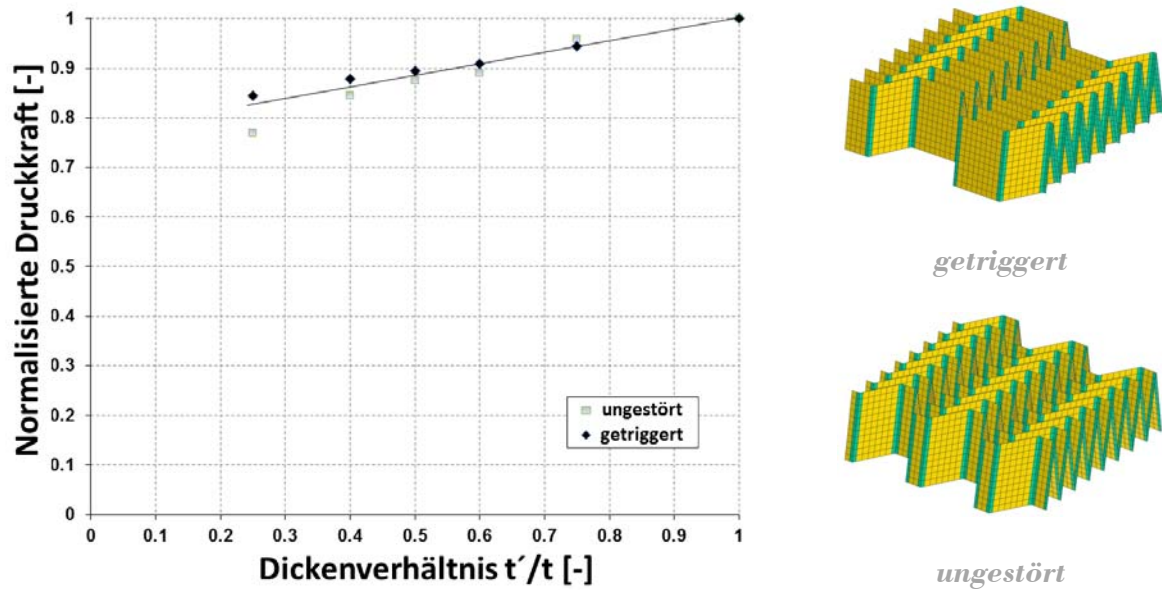


Abbildung 4.22: Auswirkung der Schädigungstiefe auf die Schadensinitiierung des Kerns unter Kompressionslasten

In Abbildung 4.21 ist der modifizierte Faltkern abgebildet, indem die Kantenschädigung über geschwächte Papiereigenschaften direkt im Kantenbereich in die Simulation implementiert wird. Unter der vereinfachten Betrachtungsweise, dass die Schwächung als reiner Papierabtrag bzw. Papierverdrängung durch den Prägeprozess gesehen werden kann, lässt sich die Schwächung des Papiers über die lokale Reduktion der Papierdicke darstellen. In Abbildung 4.22 wird die Auswirkung einer lokalen Reduzierung der Papierdicke auf die Druckfestigkeit des Faltkerns für das getriggerte und ungetriggerte Faltmuster dargestellt. Die Simulation zeigt eine annähernd lineare Abnahme der Druckfestigkeit in Abhängigkeit der Dickenreduktion. Die Ergebnisse unterstützen die Annahme, dass die Abbildung des geschwächten Kantenbereichs ein wichtiger Grund für die überhöhte Kernfestigkeit darstellt. Obwohl eine detailliertere Auflösung des Kantenbereichs wünschenswert wäre, wurde auf Grund der Berechenbarkeit eine Schädigungsbreite von 1 mm definiert. Um die im CELPACT Project identifizierte Überhöhung der Festigkeit von 13% zu kompensieren, ist somit eine Dickenreduktion im Kantenbereich von 50% notwendig. Diese Dickenreduktion ist nicht als unrealistisch einzustufen, wenn man die geringste Bruchlänge durch die lasttragende Faserschicht im Kantenbereich (Abbildung 4.21) betrachtet.

Im Simulationsmodell wurde die Schwächung im Kantenbereich des Faltkerns über die komplette Paneelfläche eingebaut und unter identischer Biege-Druck-Belastung die

Versagenscharakteristik ermittelt. Abbildung 4.23 stellt Schädigungsbild und Steifigkeitscharakteristik im Vergleich zwischen Experiment und Simulation des ungestörten Rumpfpaneels dar. Das Schadensbild zeigt, dass allein durch die Implementierung der vereinfachten Kantenschwächung in die Simulation eine Übereinstimmung in der Versagensposition erhalten wird. Wie das Experiment zeigt die Simulation ein Versagen durch eine kollabierende Kernstruktur auf Grund der Einspannungseffekte.

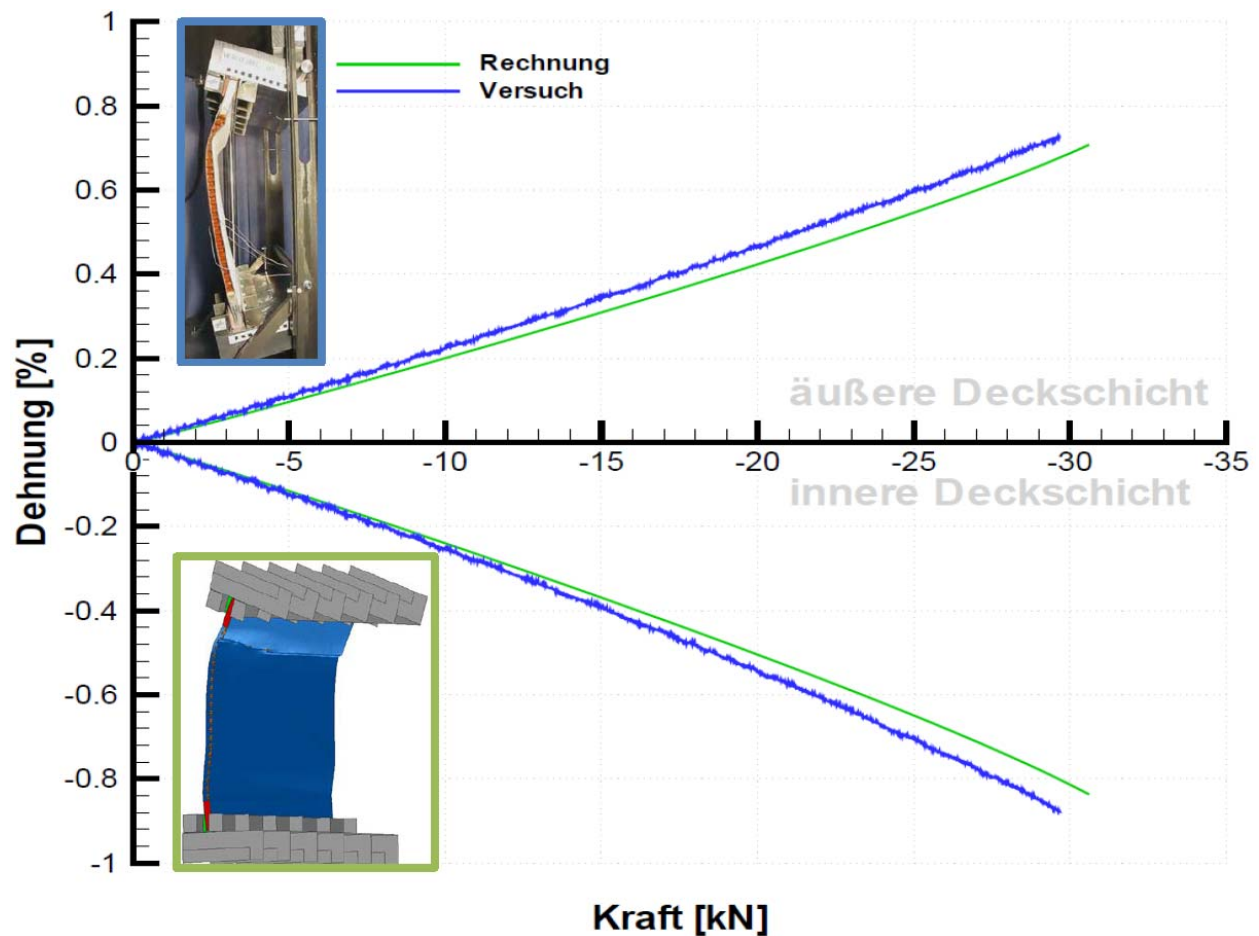


Abbildung 4.23: Abgleich der berechneten Verformung und Schadensinitiierung des ungestörten Rumpfpaneels mit modellierter Vorschädigung der Kanten bei einem A - Wert von 200 mm [67]

Eine verbesserte Korrelationsgüte wird auch im Druckkraft-Dehnungsverlauf erhalten. Während sich die implementierte Kantenschwächung in dem elastischen Deformationsverhalten nicht auswirkt, wird durch das frühere Einsetzen des Paneelversagens die Versagenslast der im Experiment gemessenen Last angenähert. Bei dem ungestörten Rumpfpaneel konnte die Abweichung zwischen Simulation und Experiment in der zum Versagen führenden Druckstempelkraft von 18% auf 6% gesenkt werden. Auf Grund der daraus folgenden geringeren

Deckschichtlasten wird die Versagensdehnung der inneren Deckschicht nicht erreicht. Damit konnte mit der implementierten Kantenschwächung auch eine verbesserte Korrelationsgüte in Schädigung und Bruchlast zwischen Experiment und Simulation erreicht werden. Über die Implementierung der Kantenschädigung wird auch die Korrelationsgüte in der Berechnung des getriggerten Rumpfpaneels verbessert. In Abbildung 4.24 sind das Schädigungsbild und die Steifigkeitscharakteristik für Experiment und Simulation gegenübergestellt. Die Paneelschädigung wird wie im Experiment durch das Kollabieren der Kernstruktur im Triggerbereich eingeleitet.

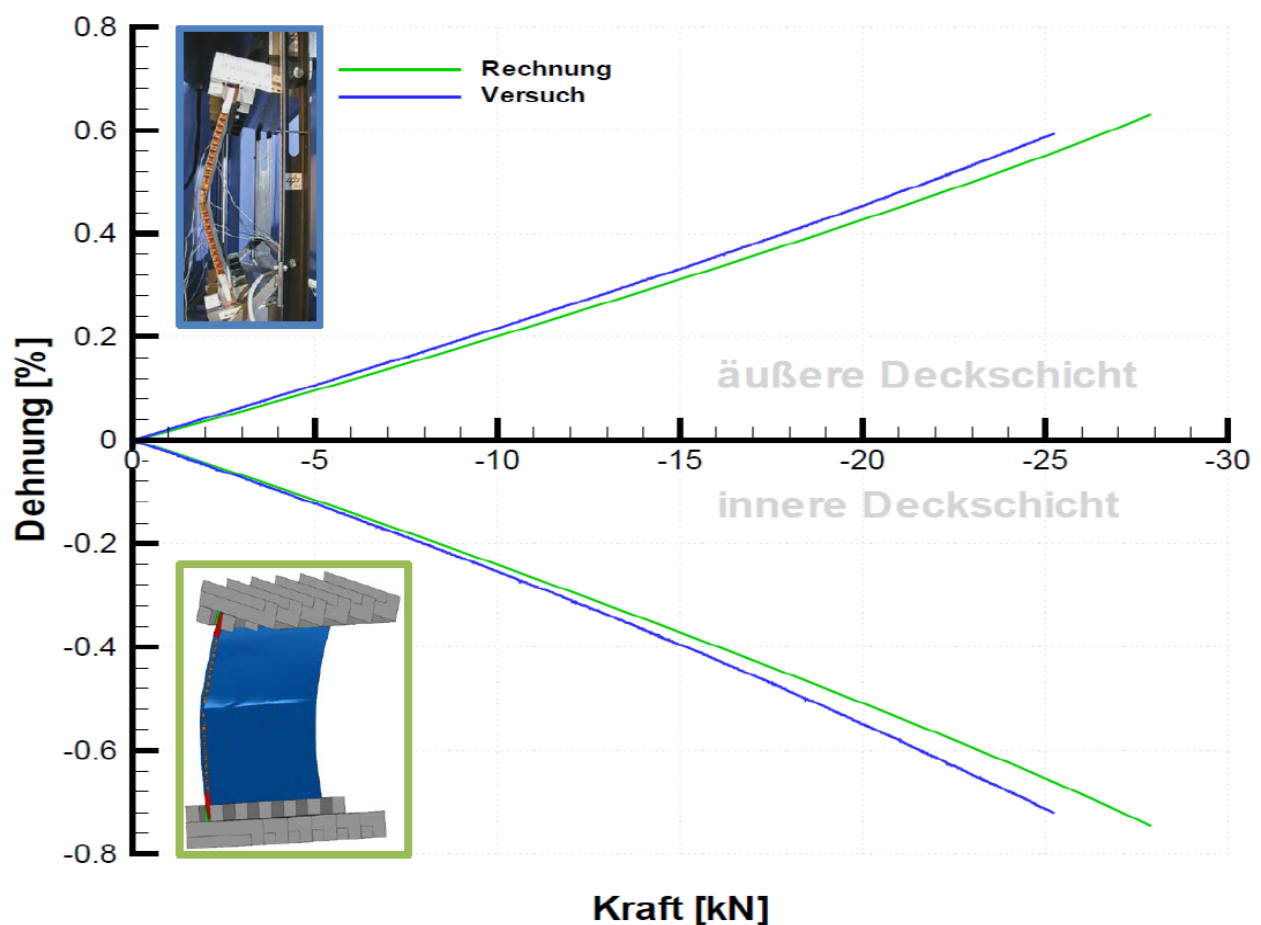


Abbildung 4.24: Abgleich der berechneten Verformung und Schadensinitiierung des getriggerten Rumpfpaneels mit modellierter Kantenschädigung bei einem A - Wert von 200 mm [67]

Da dies auch die Simulation ohne die implementierte Kantenschädigung ergab, macht sich diese Modifikation im Gegensatz zu dem ungestörten Rumpfpaneel im Schadensbild nicht bemerkbar. Erkennbar wird die implementierte Kantenschwächung in der Druckstempelast, die zum

Paneelversagen führt. Zwar zeigt die Berechnung weiterhin eine erhöhte Druckkraft, jedoch reduziert sich die Abweichung zum Experiment von 27% auf 12%.

Die durchgeführte Studie zeigt die Anforderung, die an die Materialmodellierung der Kernstruktur gestellt werden muss, um eine virtuelle Auslegung eines Kerntriggers zu ermöglichen. Obwohl die durchgeführten Studien ergeben, dass mit einer vereinfachten Implementierung der Kantenschädigung die Korrelationsgüte erhöht werden kann, wird in den durchgeführten Robustheitsanalysen auf diese verzichtet, da eine Abweichung von der in CELPACT validierten Kernmodellierung umfangreiche Validierungsstudien erfordern würde, bevor eine gesicherte Anwendung möglich wäre. Zusätzlich führt die Verwendung der CELPACT Papierbeschreibung mit ihren überhöhten Kernfestigkeitswerten zu einer konservativen Abschätzung bezüglich der Anwendbarkeit der Faltkerntriggerung.

Eine wichtige Sensitivität für eine gesicherte Funktionsweise der Triggerung ist die Dehnratenabhängigkeit. Da die Kerntriggerung unter verschiedenen Impactszenarien robust funktionieren muss, wurde das Versagen des getriggerten Rumpfpaneels bei unterschiedlichen Krafteinleitungsgeschwindigkeiten untersucht. In Abbildung 4.25 ist das Versagen des getriggerten Rumpfpaneels entsprechend dargestellt, wobei die 22 ft/s der Aufprallgeschwindigkeit des A320 Droptests entsprechen. Die explizite Berechnung zeigt eine stabile und robuste Kerntriggerung über das komplette Geschwindigkeitsspektrum, die für die Crashzertifizierung nachzuweisen wäre.

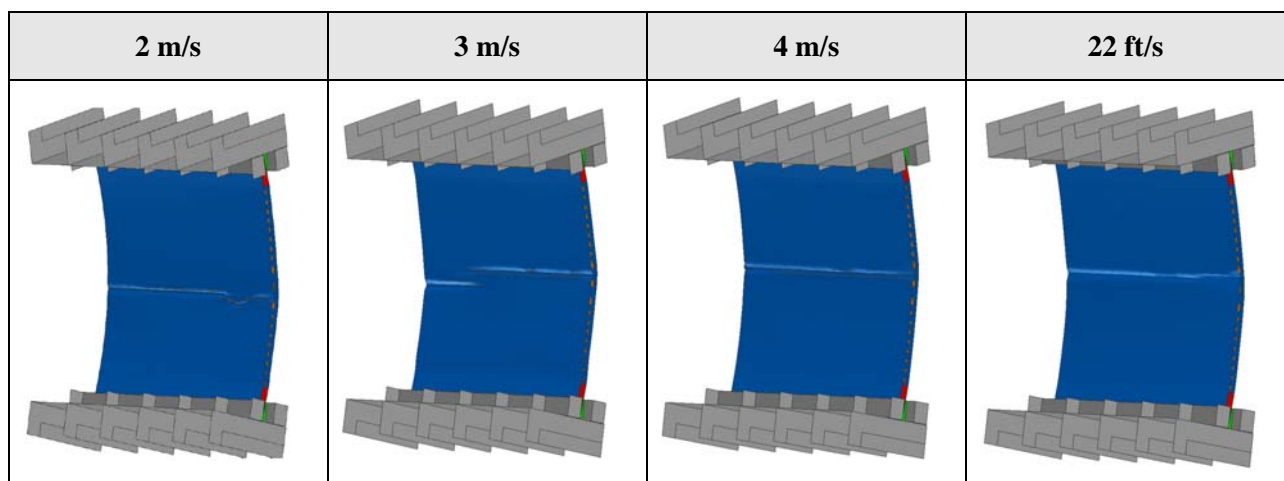


Abbildung 4.25: Überprüfung des Kerntriggerkonzepts auf Dehnraten-Abhängigkeit [67]

#### 4.4. Überprüfung der Kerntriggerung auf öffnende Momentlast

Die Funktionsweise der Kerntriggerung unter schließender Momentlast konnte experimentell und simulatorisch nachgewiesen werden. Auch die für die Kerntriggerung wichtigen Drucklasten auf den Kern konnten analytisch hergeleitet werden. Ein weiterer Anwendungsfall wäre der Einsatz der Kerntriggerung für die gezielte Gelenkbildung unter öffnender Momentlast, da in Abhängigkeit des Crasheszenarios allein auf Grund der kinematischen Verträglichkeit Gelenkbildungen unter öffnender Momentlast benötigt werden. Nach der analytischen Betrachtung der sich entwickelnden Kernlasten müssten unter dem gegebenen Belastungszustand Zugkräfte im Kern entstehen. Um diesen Effekt auch mit Hilfe der entwickelten Simulationsmethodik nachzuweisen, wurde die Kerntriggerung unter öffnender Momentlast mit Hilfe der impliziten Simulation untersucht. In Abbildung 4.26 sind der veränderte Modellaufbau und die erhaltenen transversalen Kernlasten für zwei unterschiedliche Druckzustände bei einem A-Wert von 150 mm dargestellt.

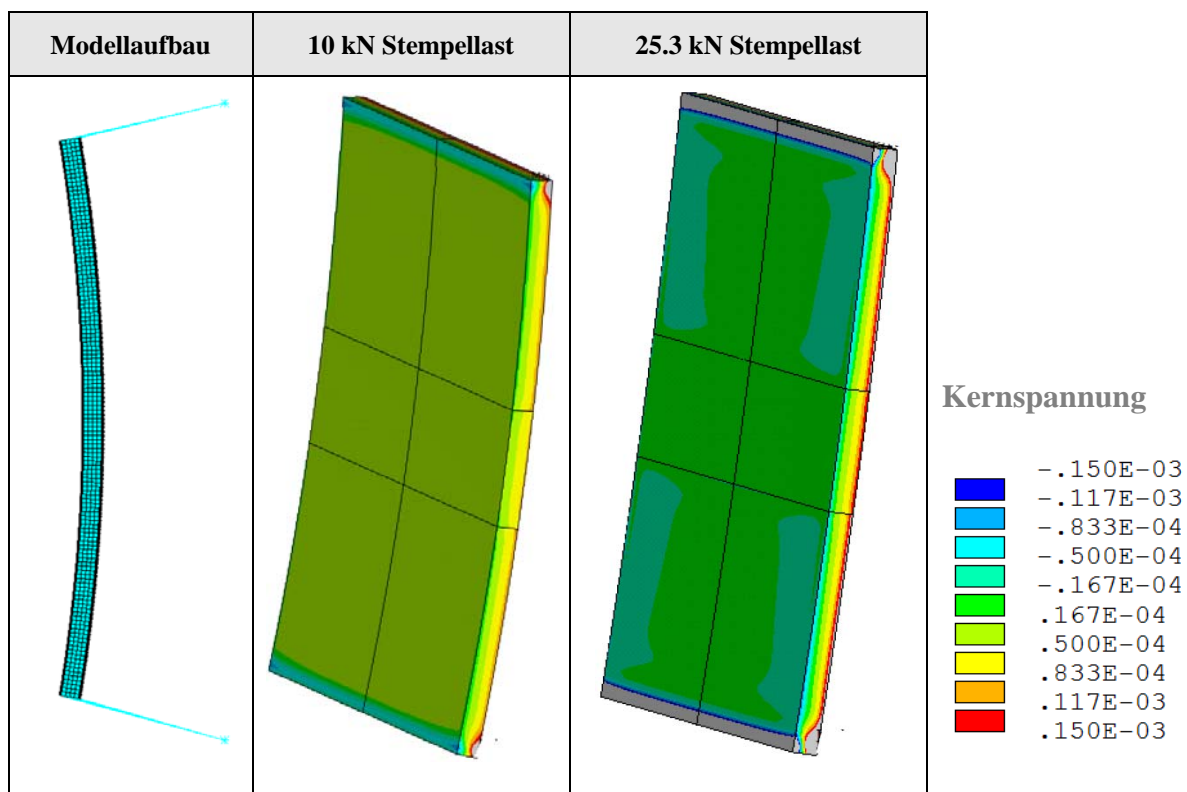


Abbildung 4.26: Implizite Analyse des getriggerten Rumpfpaneels unter öffnender Momentenlast unter verschiedenen Druckstempellasten bei einem A-Wert von 150 mm

Die Ergebnisse bestätigen die Annahme und weisen unter öffnender Momentlast eine Zugbelastung in Dickenrichtung des Kerns nach. Da für eine erfolgreiche Kerntriggerung unter öffnender Momentlast im Kern ein Zugversagen eingeleitet werden müsste und die Zuglasten im Kern bei Abflachung des Sandwichpaneels sogar abnehmen können, ist eine erfolgreiche Anwendung des Kerntriggerkonzepts unter öffnender Momentlast äußerst schwierig. In Abbildung 4.27 ist zur weiteren Bestätigung das getriggerte Sandwichpaneel unter öffnender Momentlast vor und nach Eintritt der Schädigung dargestellt. Ersichtlich ist eine signifikante Abflachung des Paneels durch die elastische Deformation, bevor es im Einspannungsbereich versagt. Da sich in dieser Position maximales Biegemoment und Einspannungseffekte addieren, ist die simulierte Versagensposition nachvollziehbar.

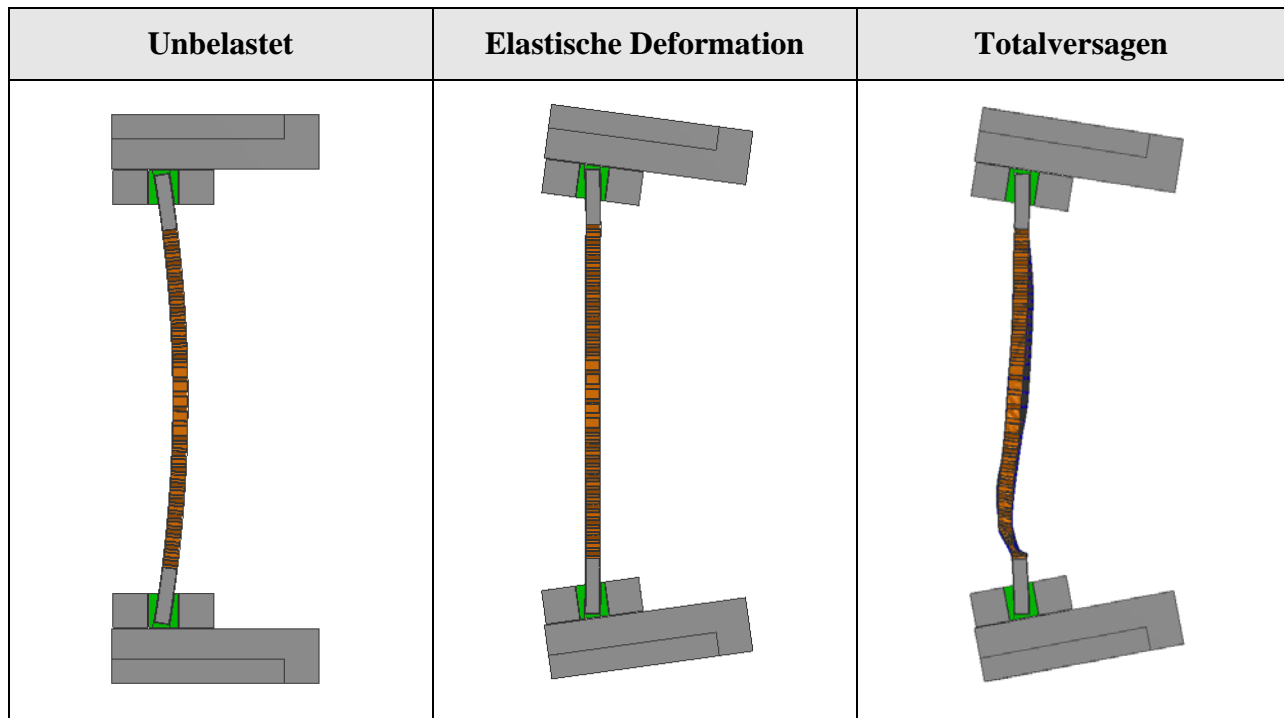


Abbildung 4.27: Explizite Analyse des getriggerten Rumpfpaneels unter öffnender Momentenlast bei einem A-Wert von 150 mm [67]



### 4.5. Einfluss versteifender Strukturen auf das Kerntriggerkonzept

Die Funktionsfähigkeit der Kerntriggerung durch das gezielte Einleiten eines Kernversagens auf Grund der sich entwickelnden Druckkräfte konnte für unversteifte Sandwichpaneele unter schließender Momentlast nachgewiesen werden. Obwohl bei einer doppelschaligen Rumpfbauweise die Anzahl versteifender Strukturkomponenten reduziert werden kann, ist ein kompletter Verzicht auf Spantstrukturen technologisch schwierig zu realisieren, da weiterhin eine gutmütige Krafteinleitung aus dem Fracht- und Passagierbereich in die Rumpfhaut benötigt wird. Aus diesem Grund konnte gemäß Studien von EADS - IW der Spantabstand mit 1200 mm im Vergleich zur konventionellen Rumpfbauweise mehr als verdoppelt werden [76]. Ob aber ein kompletter Verzicht möglich wäre, müsste zuerst in umfangreichen Forschungsarbeiten nachgewiesen werden.

Spantstrukturen wirken sich auf Grund der lokalen Erhöhung der Biegesteifigkeit auf das komplette Spannungsfeld der Rumpfpaneele aus. Da Gelenkmechanismen auf Grund anliegender Biegemomente versagen müssen, ist somit die Auswirkung einer Spantstruktur für das Kerntriggerkonzept von wesentlicher Bedeutung. Wie den EMIR Studien zu entnehmen ist, bieten sich für die doppelschalige Rumpfbauweise  $\Omega$ -förmige Spantstrukturen an. Für die Studien dieser Arbeit wurde aus diesem Grund ein generischer  $\Omega$ -Spant definiert, dessen Form und Laminataufbau an das Spantdesign aus EMIR angelehnt wurde. In Abbildung 4.28 ist Geometrie, Laminataufbau und Diskretisierung der implementierten Spantstruktur dargestellt.

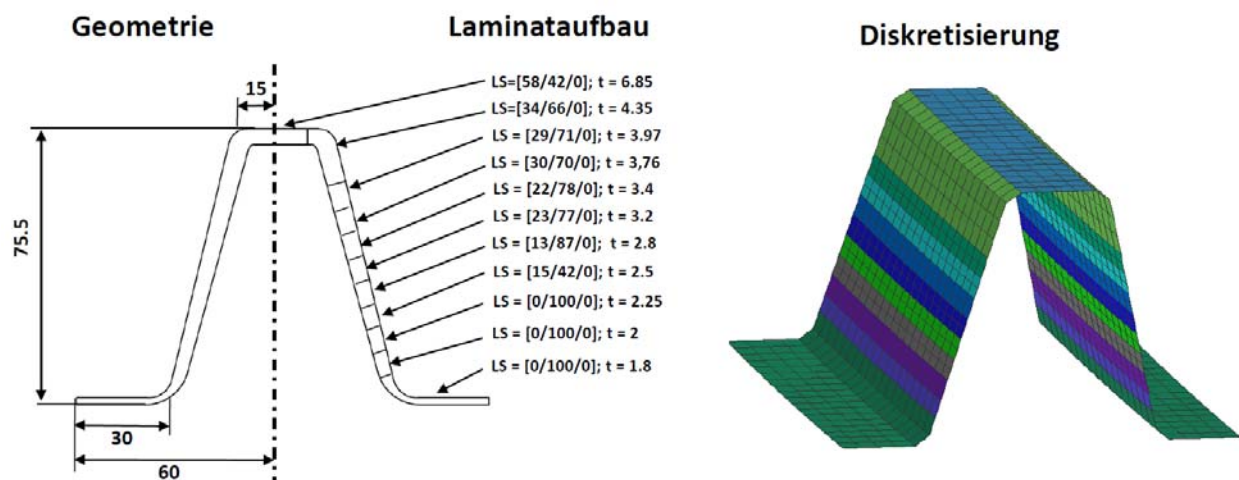


Abbildung 4.28: Geometrie, Laminatdefinition und Diskretisierung der versteifenden Spantstruktur

Um einen Vergleich zwischen unversteiftem und versteiftem Paneel zu ermöglichen, wurden Einspannung und Lasteinleitung in ihrer Ausführung der experimentellen Studie eng angelehnt. Im Bereich der Einspannung wurden Klemmprofil und Adapter der Spantstruktur angepasst. Um eine Schadensinitiierung im direkten Kräfteinleitungsbereich zu verhindern, ist die Spantstruktur an den Randbereichen über Aluminium-Versteifungselemente verstärkt. Der verbleibende Modellaufbau entspricht in Vorrichtungsdesign, Kräfteinleitung, Lagerung und Diskretisierung den simulatorischen Studien an den unversteiften Paneelen. Mit dem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm wurde das Bruchversagen des versteiften Paneels unter denselben Randbedingungen wie beim unversteiften Paneel untersucht.

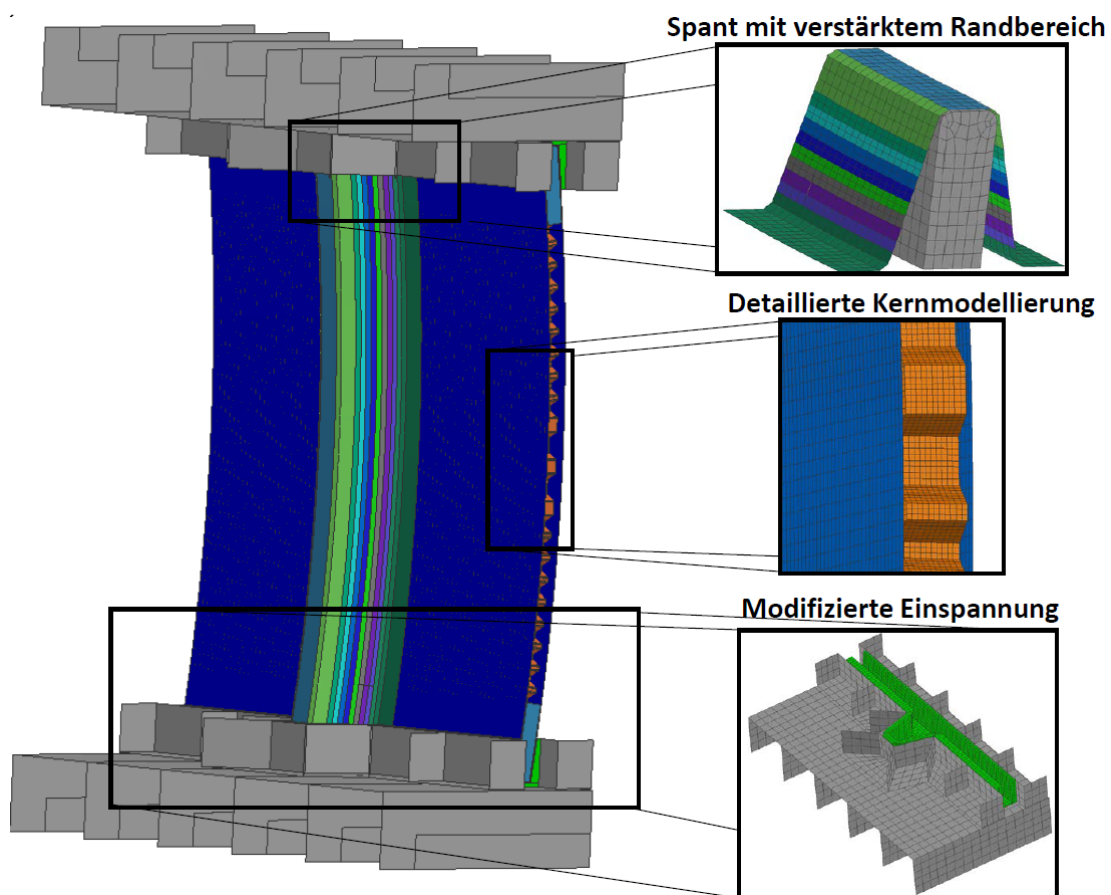


Abbildung 4.29: Explizites Simulationsmodell zur Untersuchung der Auswirkung versteifender Strukturen auf die Kerntriggeung



Abbildung 4.30 zeigt das erhaltene Schädigungsbild von Spant, innerer Deckschicht und Kernstruktur vor und nach Eintritt des Totalversagens. Die Ergebnisse zeigen, dass der Kern vor Paneelbruch des Faltkerns keine wesentlichen Schädigungen aufweist. Da in der Papiermodellierung die Schädigung über eine progressive Schadensentwicklung beschrieben wird, ist von einer geringen Kernbelastung vor Bruch auszugehen. Die Schadensinitiierung erfolgt durch ein Druckversagen des inneren Flanschs des  $\Omega$ -Spants, welcher trotz seiner stabilen Ausführung von 6.9 mm Dicke auf Druck versagt. Über den Bruch des inneren Flanschs breitet sich der entstehende Riss in Richtung Deckschichten aus.

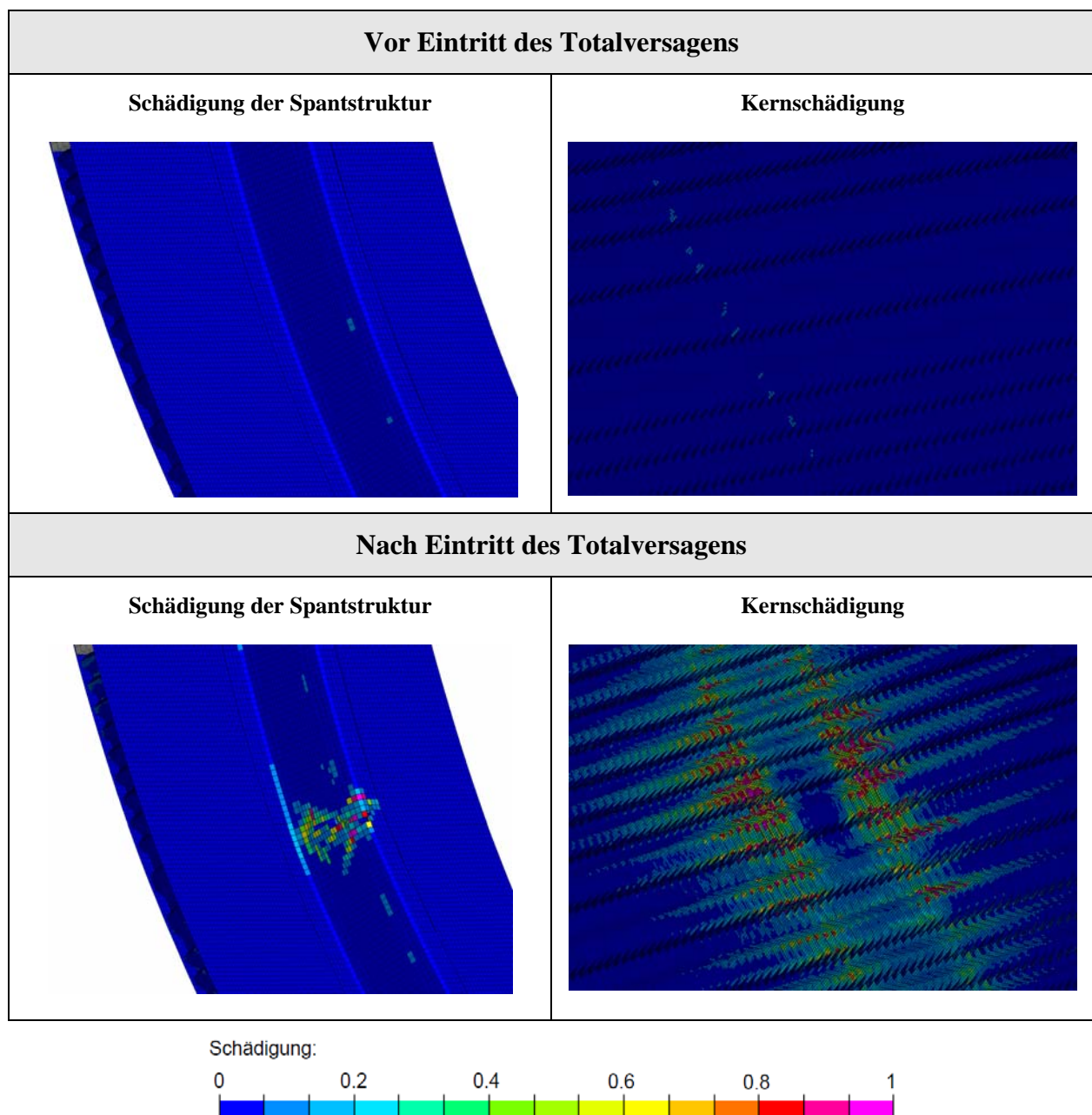


Abbildung 4.30: Kernschädigung und Spantversagen des getriggerten Rumpfpaneels mit Spantversteifung unter querkraftfreier Druck-Biegung

Als Folge des Spantbruchs wird der Kern in diesem Bereich großflächig geschädigt. Im weiteren Verlauf weitet sich die Schädigung ausgehend von dem geschädigten Kernbereich progressiv entlang des getriggerten Kerns seitlich aus, was im weiteren Crashverlauf zu einer Gelenkbildung in dieser Paneelregion führt. Als Vorteil der ermittelten Gelenkbildung ist in der gesicherten strukturellen Integrität des Rumpfpaneels zu sehen, da auch bei einem versteiften Rumpfpaneel die äußere Deckschicht unbeschädigt bleibt.

Es wird jedoch erkennbar, dass sich allein über die Implementierung einer Kerntriggierung die Schädigung eines versteiften Rumpfpaneels nicht initiieren lässt. Grund hierfür ist die Lage der neutralen Achse in Bezug auf den inneren Flansch der  $\Omega$ -Spant Versteifung. Während bei dem unversteiften Rumpfpaneel die innere Deckschicht unter ausgeprägter Drucklast steht, steht diese wegen dem angebrachten Versteifungsprofil und der daraus folgenden Verschiebung der neutralen Achse nun nur unter geringer Belastung. Zwar steht die äußere Deckschicht unter Zug, jedoch sind die Spannungszustände wegen der größeren flächigen Ausdehnung im Vergleich zu den Drucklasten des inneren  $\Omega$ -Profil-Flanschs gering. Damit wird auch bei einer geschwächten Kernstruktur die Schädigung über das Versagen der Versteifungsstruktur - z.B. Spant - definiert.

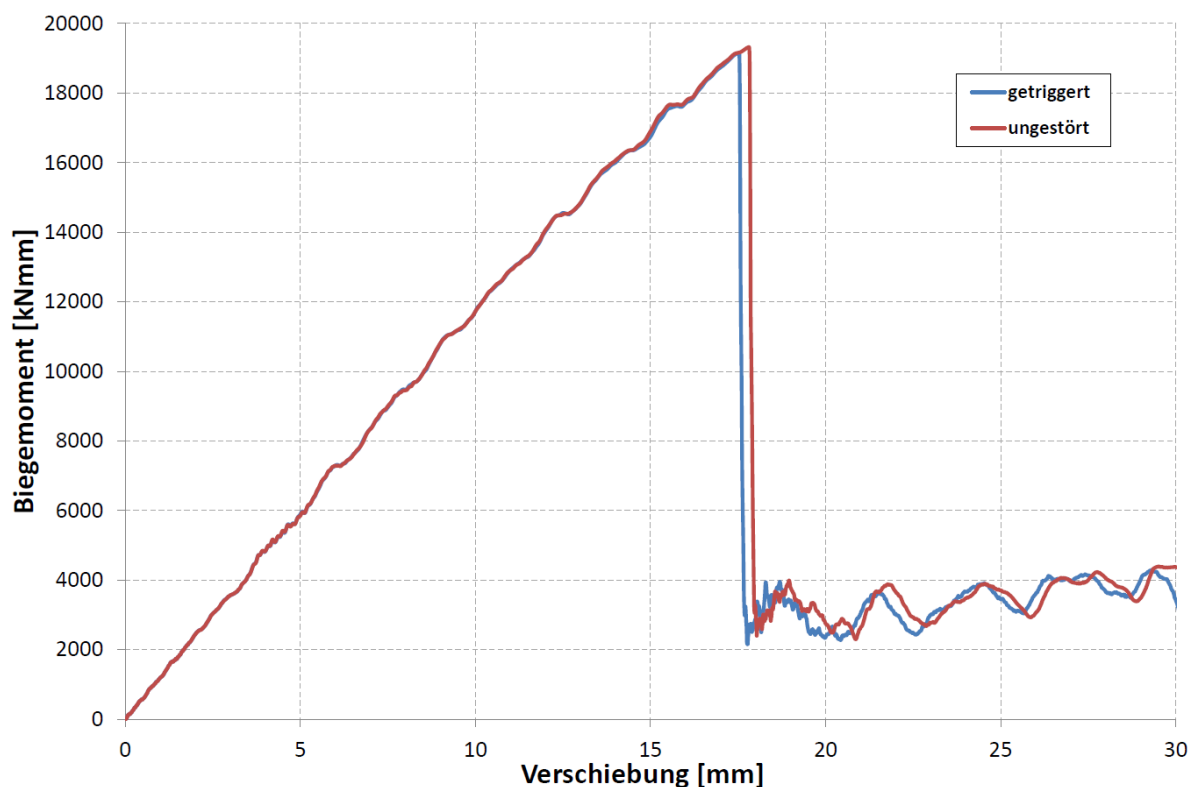


Abbildung 4.31: Auswirkung der Kerntriggierung auf ein spantversteiftes Rumpfpaneel bei einem A - Wert von 200 mm (Im Triggerbereich anliegendes Biegemoment über Verschiebung des Druckstempels)

Die Simulationsergebnisse deuten folglich an, dass auch bei einer doppelschaligen Rumpfbauweise die Steuerung der Crashkinematik nur über eine gezielte Schwächung der Spantstruktur erfolgen kann. Dies zeigt sich auch in der geringen Auswirkung der eingebrachten Kernschwächung auf das Versagensverhalten. In Abbildung 4.31 ist das am Rumpfpaneel anliegende Biegemoment über die Knotenverschiebung der Krafteinleitung, die den Druckstempel repräsentiert, dargestellt. Danach wirkt sich die implementierte Schwächung der Kernstruktur weder im elastischen Bereich, noch im Paneelversagen, noch im Nachbruchverhalten signifikant aus.

Da eine Schadensinitiierung über eine Kerntriggerung eines versteiften Paneels auf Grund einer anliegenden reinen Momentlast nicht erfolgen kann, sind auch die veränderten Kernlasten im direkten Bereich einer Querkrafteinleitung für eine Kerntriggerung zu untersuchen. In einem Flugzeugrumpf würden sich hierfür insbesondere die Bereiche unterhalb der vertikalen Streben anbieten, über die die Trägheitslasten der Passagiere während der Crashlandung in den Rumpf eingeleitet werden.

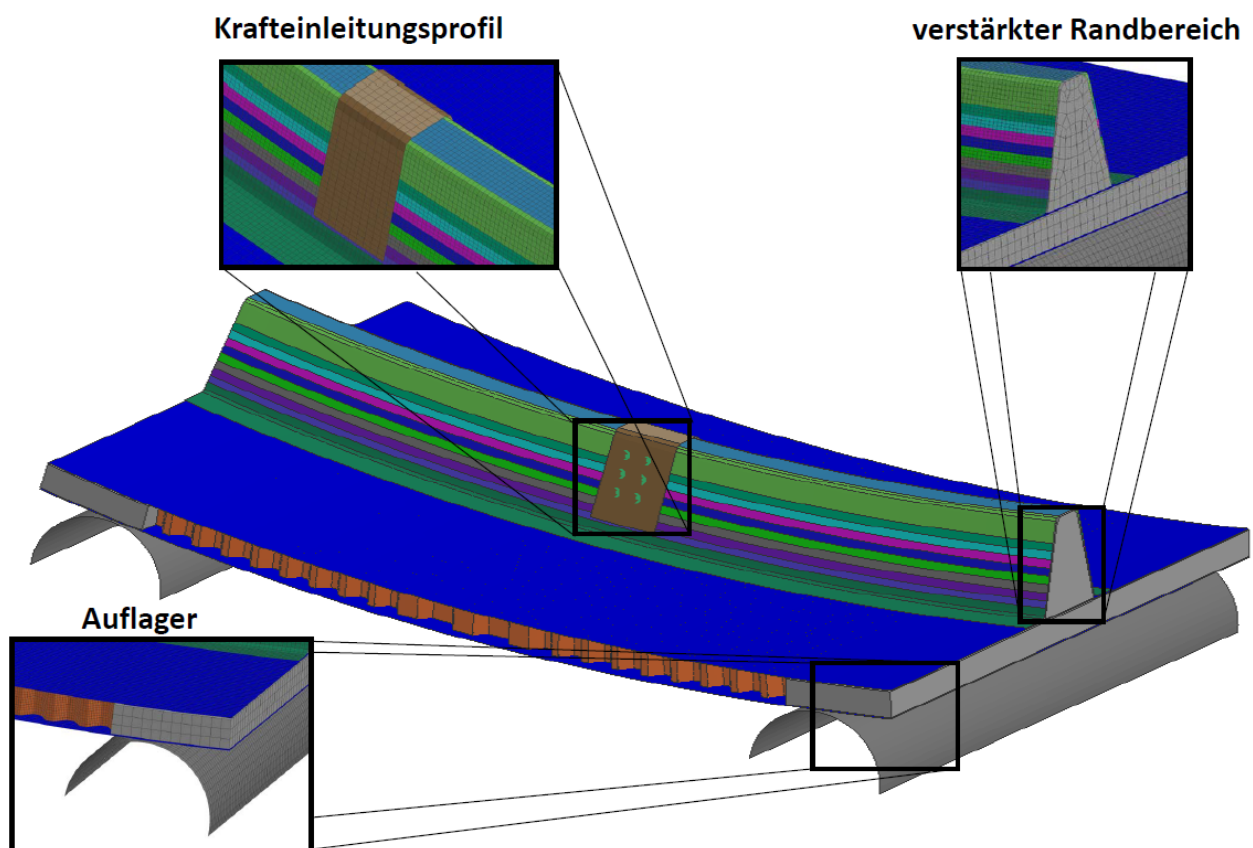


Abbildung 4.32: Explizites Simulationsmodell zur Untersuchung der Kerntriggerung unter Querkrafteinleitung

Um die Möglichkeit eines gezielten Versagens über Querkräfte eines versteiften Paneels mit Kerntrigger beurteilen zu können, bieten sich numerische Studien an, in denen das Versagen unter Querkraft rein virtuell abgeschätzt wird. Hierfür wurde der experimentelle Versuch einer 3-Punkt-Biegung in der Simulationsumgebung abgebildet, wobei Geometrie und Diskretisierungsdefinitionen aus den anderen numerischen Studien übernommen wurden. In Abbildung 4.32 ist das explizite Simulationsmodell zur Untersuchung des Kerntriggerkonzepts unter Querkrafteinleitung dargestellt. Um ein möglichstste reale Krafteinleitung in das Rumpfpaneel zu erhalten, wurde die Kraft über einen generischen Struktur-Spant-Anbindungsbeschlag eingeleitet. In der numerischen Studie wurde das Moment über eine aufgebrachte transversale Verschiebung dieses Anbindungsprofils in das versteifte Rumpfpaneel eingeleitet.

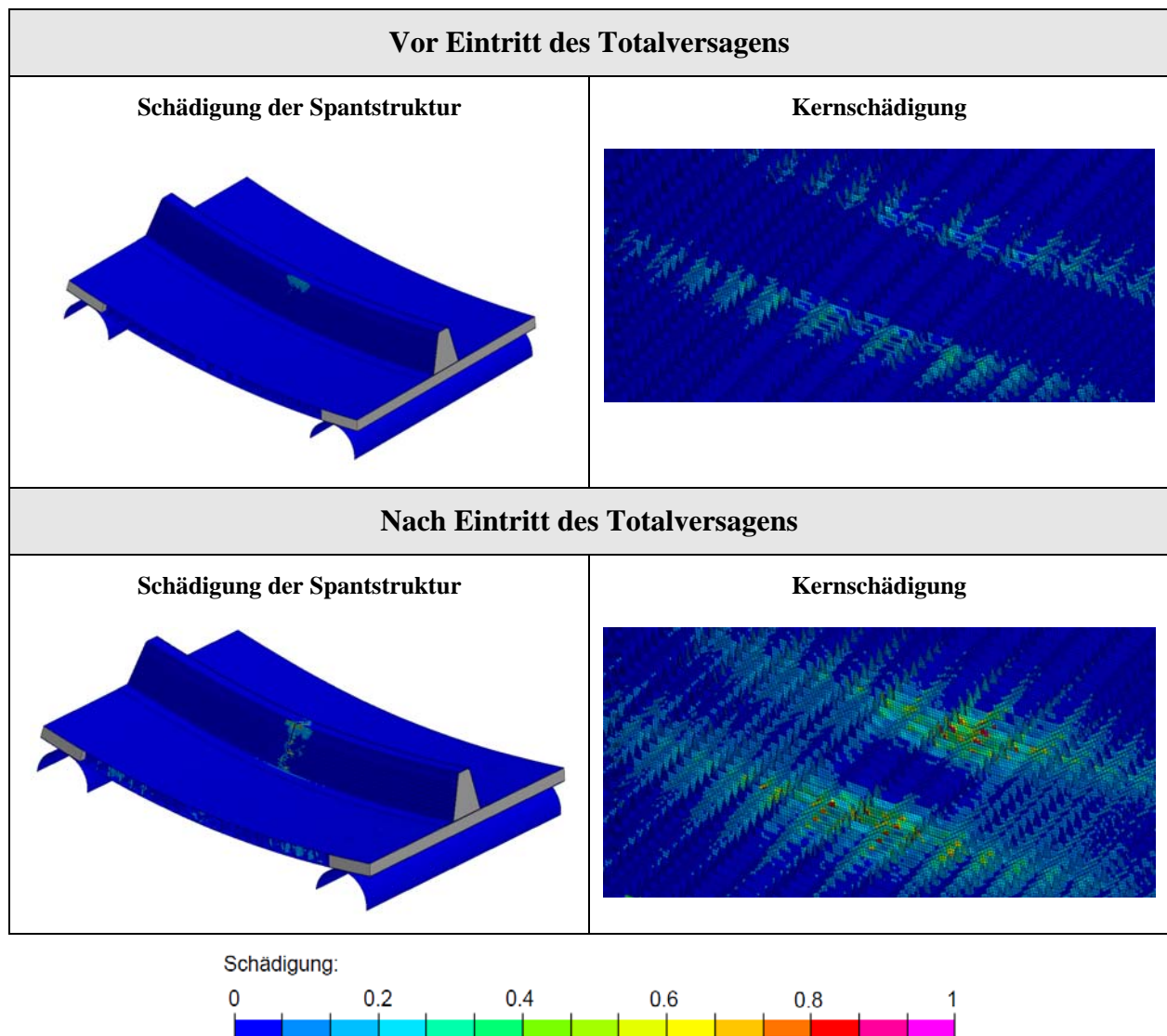


Abbildung 4.33: Kernschädigung und Spantversagen des getriggerten Rumpfpaneels unter Querkraft

Zur Darstellung der Krafteinleitung über eine Nietverbindung wurde die beidseitige Vernietung über 1-dimensionale Link-Elemente (P-Link) mit elastischen Nieteigenschaften abgebildet. Wie bei einer 3-Punkt-Biegung üblich, erfolgt die momentfreie Lagerung des Rumpfpaneels über die beidseitige Auflage auf starren Halbzylindern.

Abbildung 4.33 zeigt das Schädigungsbild des versteiften Rumpfpaneels mit getriggelter Kernstruktur unter Querkrafteinleitung. Zur besseren Visualisierung des Spantversagens ist das Krafteinleitungsprofil in der Konturausgabe ausgeblendet. Im Gegensatz zu der querkraftfreien Biegung ist auch schon vor Eintritt des Totalversagens eine erste Schädigung des Faltkerns erkennbar. Jedoch ist diese sehr lokal auf den direkten Anschlussbereich der Spantstruktur begrenzt. Dennoch wird auch die Schädigung eines versteiften Rumpfpaneels unter Querkraft vom Versagen der Spantstruktur definiert. Zwar macht sich die zusätzliche Schubkomponente in lokaler Schädigung des Kerns bemerkbar, dennoch wird das Versagen auch unter Querkrafteinleitung allein durch die Schädigung der Spantstruktur definiert.

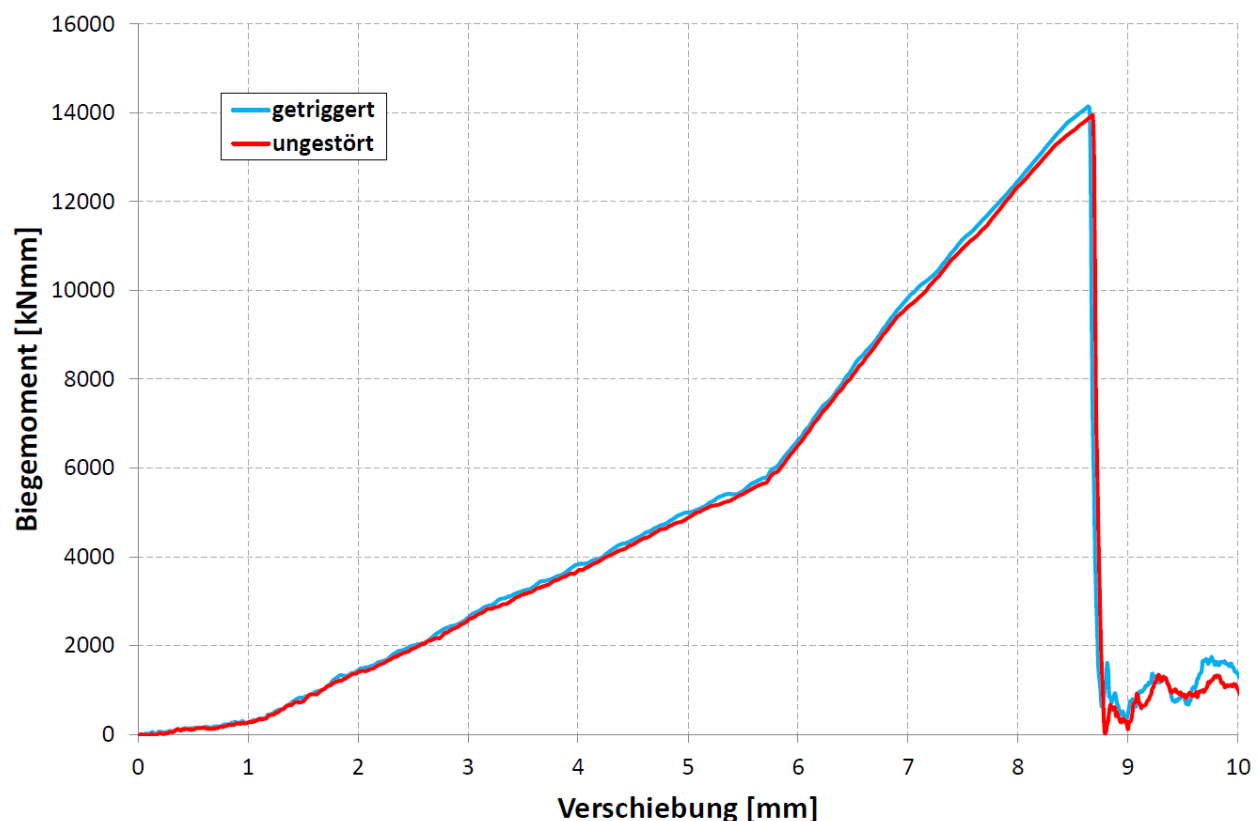


Abbildung 4.34: Auswirkung der Kerntriggerung auf ein spantversteiftes Rumpfpaneel unter Querkrafteinleitung (Im Triggerbereich anliegendes Biegemoment über Verschiebung des Lasteinleitungsprofils)

Dies wird in der geringen Auswirkung der eingebrachten Kernschwächung auf das Versagensverhalten deutlich. In Abbildung 4.34 ist das am Rumpfpaneel anliegende Biegemoment über die vertikale Verschiebung des Krafteinleitungsprofils dargestellt. Demnach ist weder im elastischen Verhalten, noch in der Versagenslast, noch in dem Nachbruchverhalten eine signifikante Auswirkung der implementierten Kernschwächung auf das Versagensverhalten erkennbar. Damit zeigen die numerischen Studien, dass zwar einerseits die eingebrachte Kernschwächung die Ausbreitung der Schädigung für die gezielte Gelenkbildung unterstützen kann. Andererseits wird aber auch bei der doppelschaligen Rumpfbauweise die Schadensinitiierung unter Crashlasten über das Versagen der Versteifungselemente definiert. Somit ist nur bei unversteiften Rumpfsegmenten allein über die Positionierung lokaler Kernschwächungen eine Steuerung der Crashkinematik möglich.

#### 4.6. Schlussfolgerungen

In den durchgeführten numerischen Studien wurden in einem ersten Schritt unterschiedliche Simulationsstrategien zur Analyse und Auslegung einer Kerntriggerung entwickelt und die Aussagequalität durch einen Abgleich mit den durchgeführten Experimenten verifiziert. Mit Hilfe der validierten Simulationsmethodik wurde die Robustheit einer Kerntriggerung auf unterschiedliche Belastungsszenarien rein virtuell überprüft.

Als entscheidender Faktor, der die Genauigkeit einer virtuellen Kerntrigger - Auslegung begrenzt, wurde die Modellierbarkeit der verwendeten Kernstruktur identifiziert. Studien, wie weit mit Hilfe einer impliziten oder einer expliziten FE - Simulationsmethodik Verformung und Schädigung doppelschaliger Rumpfstrukturen unter Crashlasten abgebildet werden können, ergaben, dass bei gleichem Zeitaufwand mit Hilfe der expliziten FE eine höhere Aussagequalität zu erreichen ist. Die Ursache hierfür ist in den zusätzlichen Fehlerquellen bei der impliziten Berechnung zu sehen, die sich aus der Notwendigkeit zur Entwicklung einer Versagenshypothese der jeweiligen Faltmuster und die begrenzte Abbildungsmöglichkeit nichtlinearer Materialeigenschaften ergeben. Da auch bei der impliziten FE-Simulationsmethodik auf eine Materialcharakterisierung der Faltkerne mit Hilfe der expliziten Simulation zurückgegriffen werden muss, ist die Fehlerquelle der begrenzten Modellierbarkeit von Faltkernen auch bei der Verwendung der impliziten Simulation nicht zu eliminieren.



Trotz der Trägheitsproblematik, die sich bei der expliziten Simulationsmethodik auf Grund des beschleunigten Belastungseintrags ergibt, konnte mit Hilfe der expliziten FE-Simulation die bessere Korrelationsgüte bei geringerem Zeitaufwand erreicht werden. Auch der Einfluss eines veränderten Faltmusters auf die Paneelschädigung kann mit Hilfe der expliziten Simulation ohne großen zusätzlichen Zeitaufwand untersucht werden.

Der höhere Zeitaufwand einer impliziten Simulation ist gerechtfertigt, sobald bei einem definierten Kerndesign ein gegebener Belastungszustand genau analysiert werden soll. Die Verwendung einer Versagenshypothese bietet die elegante Möglichkeit, die Ursache einer eintretenden Schädigung über die Aufschlüsselung der Schädigungsanteile im Detail zu analysieren.

Als wichtige Fehlerquelle in der Materialmodellierung von Faltkernen, wird von Kilchert [43] die Notwendigkeit einer Idealisierung der Papiereigenschaften genannt. Numerische Studien zeigten, dass allein mit Hilfe einer vereinfachten Implementierung der durch den Prägeprozess eingebrachten Kantenschäden die Simulationsqualität verbessert werden kann. Jedoch verhindert die Begrenzung des Zeitschritts eine ausreichende Auflösungsgenauigkeit der geschädigten Kanten, um die Schädigung in der notwendigen Detailierung zu beschreiben. Als weiteres Problem kommt hinzu, dass diese Schädigung stark vom Herstellungsprozess abhängt, was eine standardisierte Implementierung der Kantenschwächung erschwert.

An Hand expliziter Simulationsstudien wurde bei Verwendung einer idealisierten Papierbetrachtung die Phänomenologie des Versagens doppelschaliger Rumpfstrukturen unter unterschiedlichsten Belastungen rein virtuell abgeschätzt. Die numerischen Studien bestätigen, dass die Verwendung eines geschwächten Kernbereichs zur Triggerung unter öffnender Momentlast nicht erfolgen kann. Weiterhin wurde virtuell der Einfluss einer Versteifungsstruktur auf das Kerntriggerkonzept ermitteln. Hier zeigen die numerischen Studien, dass zwar eingebrachte Kernschwächungen die Gelenkbildung stabilisieren, jedoch wird die für die Crashkinematik bedeutsame Schadensinitiierung auch bei der doppelschaligen Bauweise durch das Versagen der Versteifungsstruktur definiert. Folglich ist für die gezielte Ausbildung einer robusten Crashkinematik eine Triggerung der Spantstruktur auch bei einem doppelschaligen Rumpf weiterhin notwendig.

## **5. Crashuntersuchung an einer doppelschaligen Rumpfsektion**

Um die Crashesicherheit der doppelschaligen Rumpfbauweise und das Anwendungspotential der Kerntriggerung im komplexen strukturellen Umfeld einer vollbesetzten Rumpftonne abzuschätzen, werden in dem folgenden Kapitel erste Crashstudien an einer generischen doppelschaligen Rumpfsektion beschrieben. Eingegangen wird auf die zu Grunde liegenden Konzeptstudien und Analysen auf die zur Dimensionierung der Rumpfsektion zurückgegriffen wurde. Anschließend wird das Potential und die Möglichkeit von Triggermechanismen zur gezielten Modifikation der Crashkinematiken mit Hilfe expliziter Crashanalysen analysiert und diskutiert.

### **5.1. Modellbeschreibung der generischen Rumpfsektion**

Der Nachweis des Kerntriggerkonzepts konnte auf Großkomponentenlevel experimentell gezeigt werden und das Verständnis über die Funktionsweise einer Kerntriggerung durch Spannungsanalysen der Kernstruktur mit Hilfe von Simulationen verbessert werden. In einem realen Crash befinden sich Triggermechanismen in einer komplexen strukturellen Umgebung aus Querträgern, Versteifungen und Verstrebungen. Aus diesem Grund muss die Funktionsweise einer Triggerung auch unter den realen komplexen Randbedingungen robust erfüllt werden, um einen Einsatz und Einbau in einem Rumpf zu ermöglichen. Ein experimenteller Nachweis ist im Hinblick auf die Kosten, die zum Bau einer Rumpftonne für einen Crashtest notwendig wären, in einem frühen Entwicklungsstadium nicht realisierbar. Aus diesem Grund erfolgt der Nachweis der Crashesicherheit im Flugzeugbau mit der Verwendung expliziter Analysen virtuell, wobei die Genauigkeit der entwickelten Simulationsmethoden an Hand von durchführbaren Komponententests nachgewiesen werden muss.



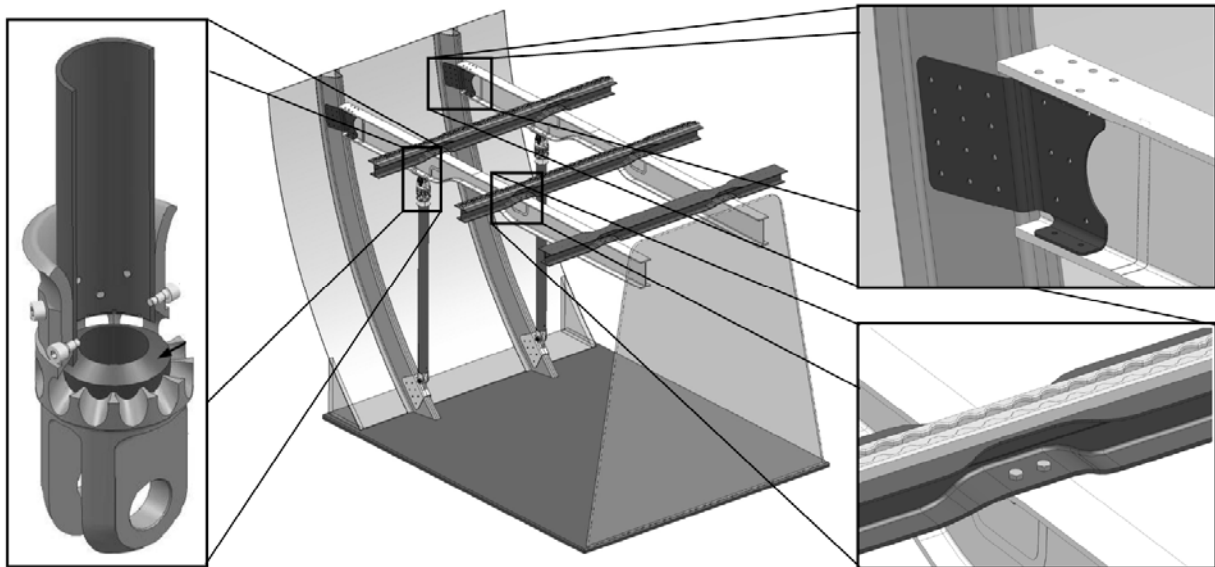


Abbildung 5.1: Passagierbodendesign für doppelschalige Rumpfkonzeppte [76 / 77]

Um eine virtuelle Abschätzung der Crashesicherheit einer Rumpfstruktur bzw. einer Rumpfkomponte durch Simulation zu ermöglichen, ist eine detaillierte Beschreibung des jeweiligen Rumpfdesigns notwendig. Da derzeit noch keine doppelschalige Rumpfbauweise in kompletter Tiefe entwickelt, gebaut und getestet wurde, ist eine erste Abschätzung der Crashesicherheit der doppelschaligen Rumpfbauweise nur über das Design aus veröffentlichten Konzeptstudien möglich.

In dem Vorhabenverbund CORUBA wurden Konzepte für die Composite Bauweise ermittelt. Insbesondere in den Untersuchungen von EADS IW [76] wurde nach Lösungen für FVK gerechten Passagierbodenkonzepte für die doppelschalige Rumpfbauweise gesucht und an Hand von quasistatischen Crashlastfällen und des Dekompressionslastfalls dimensioniert.

Abbildung 5.1 zeigt die wichtigsten entwickelten Designmerkmale dieser Konzeptstudie. Die Passagierbodenquerträger bestehen primär aus Flechtstrukturen, die über Verbindungselemente an eine Omega-Spantstruktur angebunden sind. Zur Verbesserung der Crashesicherheit wurden in das Anbindungselement der vertikalen Strebe zusätzliche Energieabsorptionseigenschaften integriert. Bei definierter Last wird über Schubversagen von Anbindungselementen ein progressiver Stauchmodus der FV-Strebe durch angebrachte Schneiden initiiert. Die Funktionsweise dieses Energieabsorptionskonzepts wurde an Hand umfangreicher experimenteller Studien nachgewiesen [77].

In diesen Studien wurde auch untersucht, in wie weit sich der von 522 mm auf 1200 mm erhöhte Spantabstand der doppelschaligen Rumpfbauweise im Hinblick auf die geforderten Steifigkeits- und Festigkeitsrandbedingungen des Passagierbodendesign auswirkt. Die Studie ergab, dass eine

Erhöhung des Passagierquerträgerabstands auf den erhöhten Spantabstand strukturellmechanisch nicht sinnvoll wäre. Als beste Lösung wurde eine Lastableitung von den zusätzlichen Querträgern des Passagierbodens über diagonale Streben in die Spantstrukturen identifiziert und im weiteren Projektraum in größerem Detail analysiert.

Abbildung 5.2 zeigt das Simulationsmodell zur Untersuchung dieses Passagierbodenkonzepts, wobei für die Dimensionierung vereinfacht quasi-isotrope CFK-Materialeigenschaften angenommen wurden.

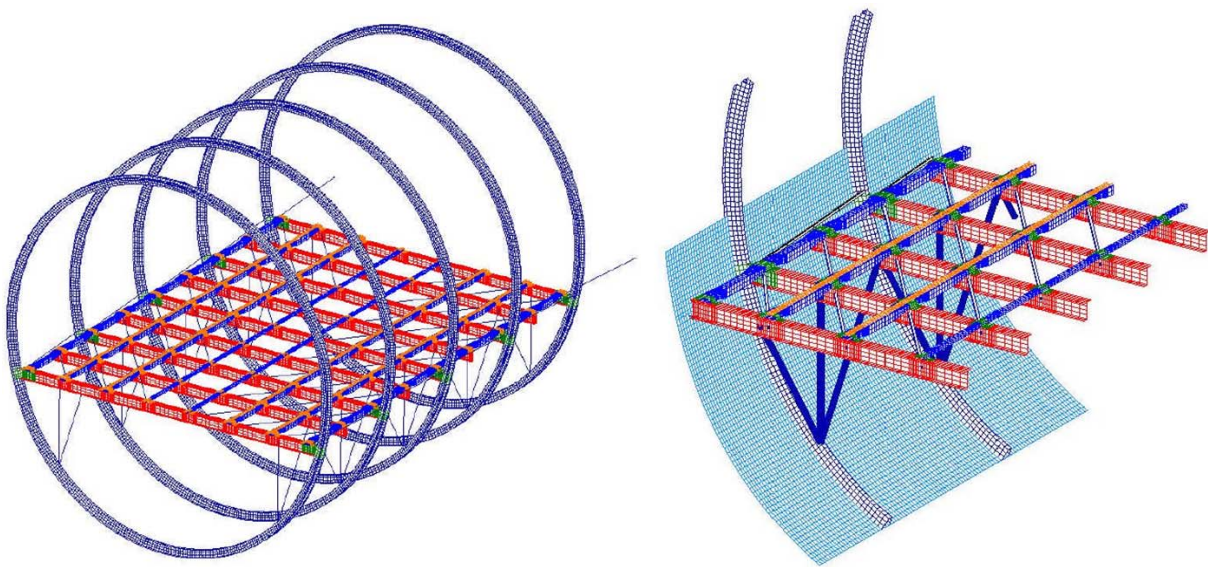


Abbildung 5.2: Ermitteltes Passagierbodendesign bei erhöhtem Spantabstand [76].

Nach dem Einbringen lokaler Versteifungen konnten das benötigte Anforderungsprofil erfüllt und im Vergleich zum Referenzpassagierboden A320 „eine Gewichtsreduktion von nahezu 10% bei deutlich ungünstigeren Randbedingungen (Spantabstand)“ erreicht werden [76]. Für die Definition des Passagierbodens in dem generischen doppelschaligen Rumpfmodell der vorliegenden Arbeit wurde auf diese Untersuchungen zurückgegriffen.

Im national geförderten Forschungsprojekt EMIR wurde für eine doppelschalige Rumpfstruktur das Prinzip des Knickspants (Bend-Frame-Concept) als mögliche Lösung zur Verbesserung der Crashesicherheit vorgeschlagen. Weiterhin wurden im Rahmen des Projekts CRASURV umfangreiche Studien zur Entwicklung von FV-Strukturen mit optimaler Energieabsorptionscharakteristik durchgeführt. Eine Wellholm- bzw. trapezförmige Struktur wurde als stauchfähige Geometrie identifiziert. In einem Materialcharakterisierungsprogramm wurde ermittelt, dass sich eine Hybridisierung aus CFK- und Aramidgewebe für einen stabilen progressiven Stauchmodus ohne Verlust der strukturellen Integrität empfiehlt [78] [79] [80] [81].

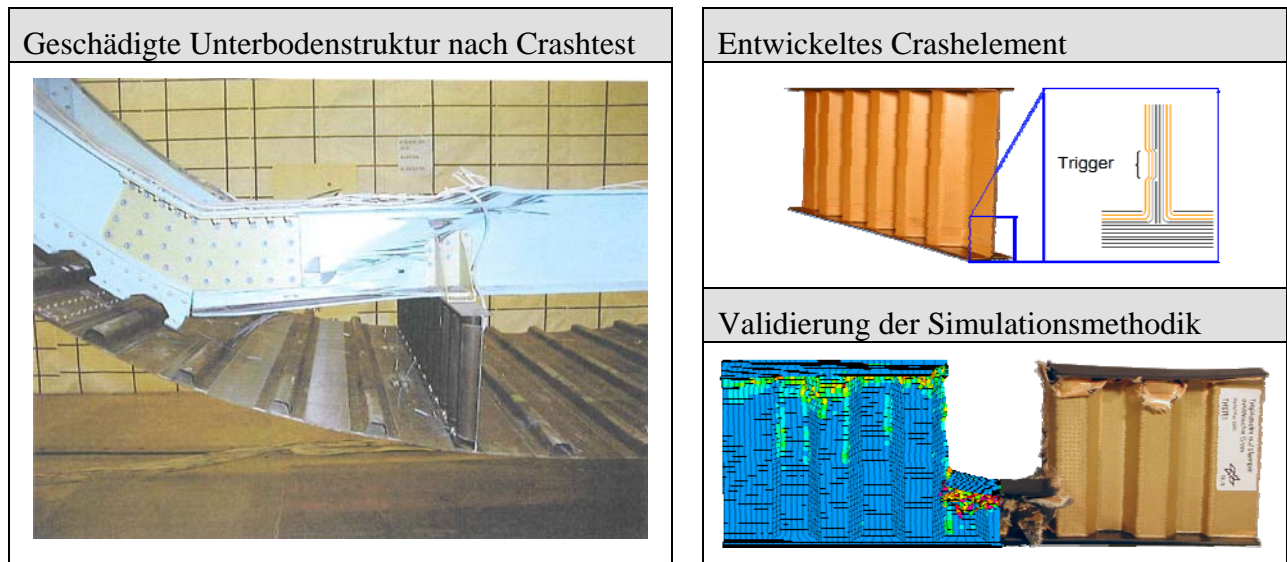


Abbildung 5.3: Untersuchungen im Projekt CRASURV zur Entwicklung eines Composite Crashelements für Luftfahrtstrukturen [79 / 82]

Die CFK-Lagen übernehmen primär die Funktion der Lastübertragung und Energieabsorption und die Aramidlagen schützen die innen liegenden Lagen vor Schädigung. Als Triggerungsmechanismus wurde eine lokal unterbrochene  $0^\circ/90^\circ$  Gewebelage (Ply-Drop-Off) verwendet, da diese nur geringen Einfluss auf die primär auf Schub beanspruchte Struktur ausübt. Abbildung 5.3 zeigt dieses Energieabsorptionselement in Trapezausführung

Des Weiteren wurde von Kohlgrüber [82] [11] versucht, Modellierungsstrategien für die explizite Simulationsumgebung PAM-CRASH zu entwickeln. Zur Erzeugung einer Validierungsbasis für die entwickelten expliziten Simulationemethoden diente eine umfangreiche Testkampagne im Fallprüfstand. Abbildung 5.3. zeigt einen direkten Vergleich zwischen Simulation und Experiment, in dem eine gute Korrelation erzielt werden konnte.

Die Untersuchung umfasste zusätzlich auch ein Validierungsexperiment des entwickelten Energieabsorptionskonzepts auf Großkomponentenlevel. Es wurde die Anwendung unterhalb des Frachtbodens sowohl für ein Kleinflugzeug als auch für ein Flugzeug der Größe eines Standardtrumpfs (A320) untersucht. Dabei wurden Wellholme jeweils mit Orientierung in Flugzeuglängsachse unterhalb eines stabilen Querträgers angebracht und getestet. Für beide Konfigurationen wurde die Unterbodenstruktur mit Masse beladen und mit einer Impactgeschwindigkeit von circa 6.75 m/s beaufschlagt.

In dem Crashtest des Kleinflugzeug-Unterbodens konnte ein stabiles progressives Stauchen der Wellholme erreicht und somit die Funktionsweise des Energieabsorptionskonzepts nachgewiesen werden [80] [81]. Bei der experimentellen Untersuchung der Struktur für den Standardrumpf

wurde der gewünschte Stauchmodus indes nicht erreicht. Wie in Abbildung 5.3 ersichtlich, wurde durch das vorzeitige Versagen des Querträgers das Initiieren der Stauchung der Wellholmstruktur unterbunden. Die Ursache für das Versagen könnte in der hohen Triggerkraft liegen, die über Querkraft in die Trägerstrukturen eingeleitet werden musste.

Eine direkte Übertragung eines längsorientierten Wellholms auf einen doppelschaligen Rumpf scheint wegen dem erhöhten Spantabstand und dem damit erhöhte Anforderungsprofil für die Spantstruktur nicht sinnvoll. Um dennoch auf dieses Energieabsorptionskonzept zurückgreifen zu können, wurde für die generische doppelschalige Rumpfsktion der Wellholm nicht längs sondern quer zur Flugzeuglängsachse orientiert. Diese Orientierung hat den Vorteil, dass die Länge der Wellholmstruktur auf die vom Querträger maximal ertragbare Last angepasst werden kann. Zusätzlich konnte für die Beschreibung des Kompressionsverhaltens vom Wellholm auf validierte Materialbeschreibungen von Kohlgrüber [82] zurückgegriffen werden.

Abbildung 5.4 zeigt die generische doppelschalige Rumpfsktion mit den oben erwähnten Designmerkmalen. Die Erzeugung der Rumpfstruktur beruht auf dem im DLR entwickelte Tool SECTMESH, welches eine automatisierte Netzgenerierung von Flugzeugsektionen ermöglicht [85]. Dabei wird die Rumpfsktion durch Eingabe notwendiger geometrischer Parameter in der ANSYS internen Programmiersprache APDL automatisch erzeugt.

Die Randbedingungen für die Crashuntersuchung wurden den innerhalb des Projekts „Crashworthiness for Commercial Aircraft“ [83] verwendeten A320 Crashtestbedingungen entnommen. Damit umfasst die untersuchte Rumpfsktion drei vollbesetzte Sitzreihen und hat somit eine Länge von 2.4 Metern. Zur Modellierung der Passagiere wurden ARB-Dummys vom Typ Hyprid II verwendet. Bei diesen werden die Körperbereiche über Starrkörper mit korrekter Massenverteilung wiedergegeben, die über Gelenkcharakteristika miteinander verbunden sind. Über das Anbringen zusätzlicher Knotenmassen an die Hatrack-Strukturknoten wurde die Hatrackbeladung gemäß dem A320 Crashtest angepasst. Eine Fracht wurde in der Simulation nicht berücksichtigt, da der Crashlastfall ohne dämpfende Frachtbeladung in der Regel als kritischstes Crashszenario betrachtet wird.



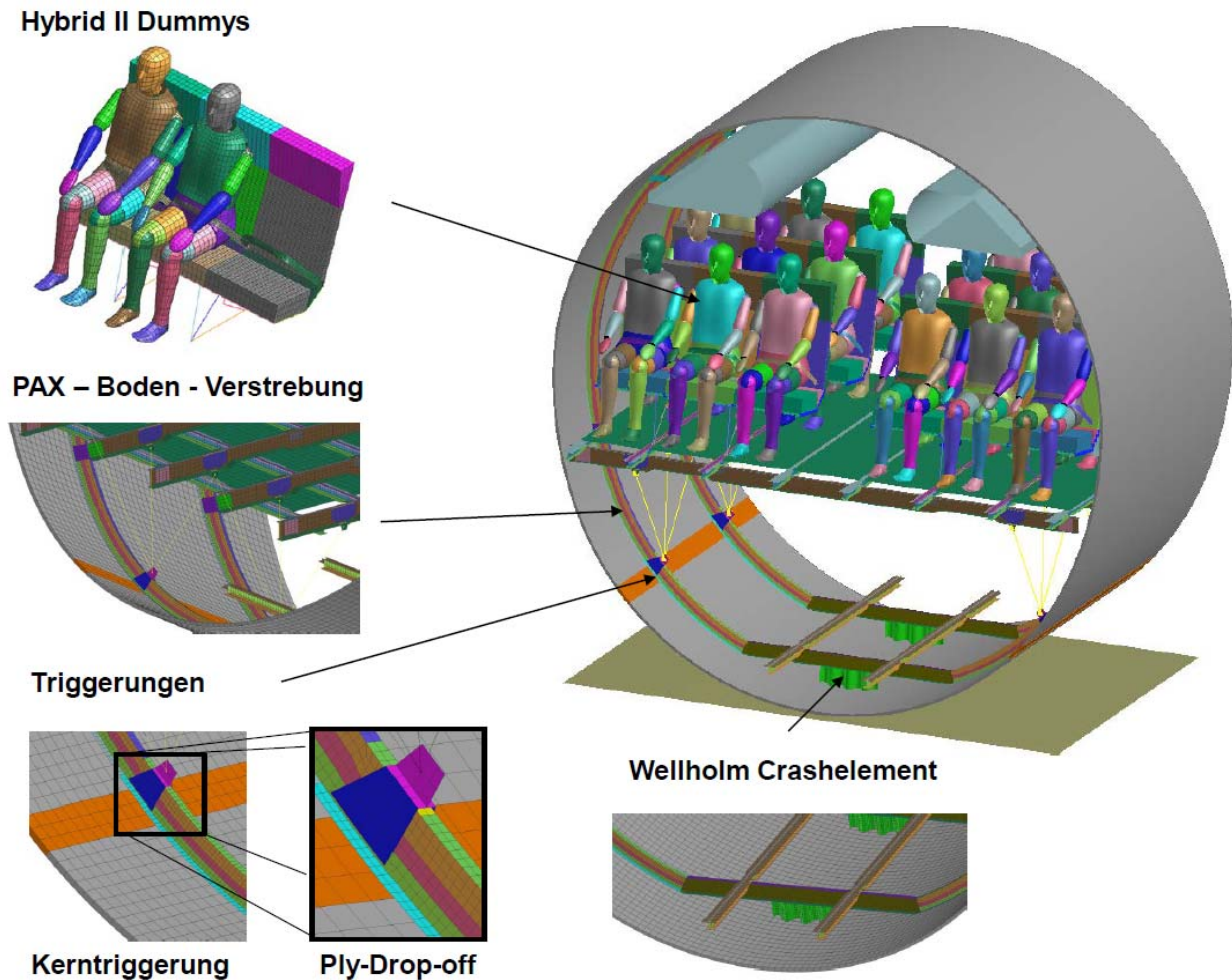


Abbildung 5.4: Generisches doppelschaliges Rumpfmodell mit diskreten Bereichen für Kerntriggerung

Das Konzept für den Passagierboden wurde aus den TIGRIS Projektstudien übernommen, wobei die Energieabsorptionscharakteristik der vertikalen Verstrebungen über ein Macro-Element (KJoint) vereinfacht abgebildet wird.

Weiterhin wurden in der Simulation für den Passagierboden bestehend aus Querträger und Sitzschienen keine Schädigung zugelassen und die Material-Charakteristik auf rein linear-elastisches Verhalten reduziert, da in dieser Studie der Passagierboden primär zur korrekten Lasteinleitung in die Rumpfpaneele dienen soll. Für die Crash-Zertifizierung eines Flugzeugs wäre ein Versagen des Passagierbodens auch grundsätzlich nicht zulässig, da in diesem Fall eine kontrollierte Evakuierung des Flugzeugs nicht mehr erfolgen könnte. Die Deckschichten der Rumpfhaut besitzen den in den experimentellen und numerischen Studien verwendeten Laminataufbau, welcher sich stark an der VeSCo5 Laminatdefinition orientiert. Bei der

Modellierung des Spants wurden die in den numerischen Studien in Kapitel 4 verwendeten Spantdefinitionen übernommen.

Neben der Rumpfsktion ohne eingebauten Triggermechanismus wurden zwei Triggermechanismen zur gezielten Modifikation der Crashkinematik untersucht. Als erster Triggermechanismus wurde ein Ply-Drop-off Trigger über die Modifikation einer Elementreihe des inneren Spantflansches direkt unterhalb der vertikalen Strebe eingebracht. Zur Schwächung wurde lokal eine UD-Lage unterbrochen, was sich allerdings beträchtlich auf die Festigkeit des Rumpfpanels auswirkt, so dass vor Anwendung die statische Verträglichkeit dieser Modifikation intensiv geprüft werden müsste.

Als zweiter Triggermechanismus wurde das Kerntriggerkonzept analysiert. Eine detaillierte Auflösung des Faltkerns wie in Kapitel 4 ist auf Grund der Modellgröße und der damit verbundenen Rechenzeit nicht möglich, womit auf eine homogenisierte Modellierung für den Faltkern zurückgegriffen werden musste, in der die strukturellen Eigenschaften in Volumenelemente verschmiert werden. Die Kerntriggerung wird somit über einen diskreten Kernbereich mit reduzierter Versagenscharakteristik in das Rumpfmodell integriert. Innerhalb der Crashuntersuchung wurde die Kerntriggerung direkt unterhalb der vertikalen Strebe positioniert, da in diesem Bereich der Kern auf Grund der Querkrafteinleitung durch die vertikale Strebe stark belastet wird [58].

Für die Definition der Impactgeschwindigkeit wurde auf die innerhalb der A320 Falluntersuchung verwendete Einschlaggeschwindigkeit von 6.7 m/s (~22 ft/s) zurückgegriffen. Damit ergibt sich bei einer Masse aus Struktur und Beladung von 2200 kg eine Impactenergie von circa 50 kJ, die von der Rumpfstruktur absorbiert werden muss.

## **5.2. Homogenisierte Materialmodellierung der Faltkernstrukturen**

Eine detaillierte Modellierung von Faltkernen ist bei einer Rumpfuntersuchung auf Grund der dafür benötigten Elementanzahl derzeit nicht durchführbar. Um dennoch Crashuntersuchungen an der doppelschaligen Rumpfsktion ohne eine detaillierte Diskretisierung der Faltkerne zu erlauben, müssen die strukturellen Eigenschaften des Faltkerns auf Volumenelemente verschmiert werden. Der Ansatz entspricht dem Vorgehen in den impliziten Studien, wobei bei den expliziten Analysen auch die Versagenscharakteristik in das Volumen verschmiert werden muss. Da das Schädigungsverhalten gefalteter Kernstrukturen sehr komplexen physikalischen

Randbedingungen folgt, ist die Abbildung des Schädigungsverhaltens von Faltkernen bei einer Homogenisierung jedoch nur eingeschränkt möglich.

Für die Anwendung einer homogenisierten Modellierung von Faltkernstrukturen bietet sich in PAM-CRASH die Volumenmaterialbeschreibung Typ 41 (Improved Side Impact Barrier Material for Solid Elements) an. Diese Materialbeschreibung erlaubt eine unabhängige Definition von Zug- und Druckeigenschaften für alle Richtungen. Eine Druckschädigung des Materials zur Modellierung des Stauchvorgangs kann jedoch nur über die Eingabe einer Fließfunktion definiert werden, womit das Material „pseudo-plastisch“ versagt. Die Kompaktierung des Kerns wird durch die Definition eines steilen Anstiegs am Ende des Kompressionsbereichs abgebildet. Damit eignet sich diese Materialbeschreibung zur Modellierung von Schäumen. Das Versagensverhalten von Faltstrukturen kann jedoch auf Grund der fehlenden Möglichkeit einer Elementschädigungsdefinition nicht korrekt abgebildet werden, womit über die Definition der Fließspannung lediglich die Energieabsorption - oder die Schadensinitiierung grob abgeschätzt werden kann. Um die Funktionsweise des Kerntriggerkonzepts unter den gegebenen komplexen Randbedingungen untersuchen zu können, ist eine möglichst genaue Abbildung der Schadensinitiierung von Bedeutung, somit wurde die Fließspannung auf Höhe der Versagensspannung gelegt. Da jedoch keine Schädigung und damit Abnahme der Festigkeit erfolgt, wird mit diesem Modellierungsansatz das Energieabsorptionsvermögen durch die Stauchung des Faltkerns überschätzt.

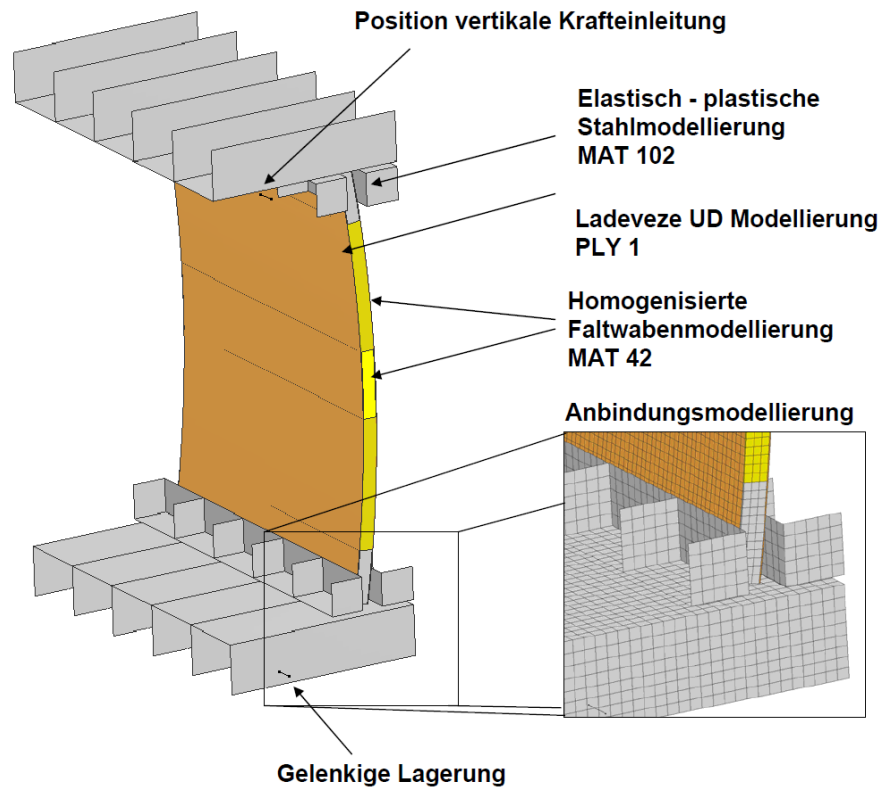


Abbildung 5.5: Simulationsmodell zur Validierung der homogenisierten Faltkernmodellierung

Trotz aller Restriktionen der verwendeten Materialbeschreibung, ist das beschriebene Vorgehen zur Durchführung erster Funktionsstudien bezüglich des Kerntriggerkonzepts unter den gegebenen komplexen strukturellen Randbedingungen vertretbar, da für eine erste Funktionsüberprüfung einer Kerntriggerung nur eine möglichst genaue Abbildung der Schadensinitiierung notwendig ist. In Abbildung 5.5 ist das explizite Simulationsmodell zur Kalibrierung der homogenisierten Kernmodellierung dargestellt, welches die komplette Vorrichtung zur korrekten Abbildung der Krafteinleitung enthält. Damit entspricht der Aufbau des Modells mit Ausnahme der Kernrepräsentation den durchgeführten Studien in Kapitel 4.

Die Last wurde mit einer Verschiebungsgeschwindigkeit von 1 m/s in das Paneel eingebracht und die Belastung über die Ausgabe der Schnittkräfte im zentralen Paneelbereich ermittelt. Die homogenisierte Materialbeschreibung wurde an Hand der experimentell durchgeführten Druck-Biege-Untersuchung mit einem A-Wert von 200 mm validiert. Abbildung 5.6 zeigt im Abgleich das Paneel vor und nach Eintritt des Paneelversagens für das getriggerte Paneel.



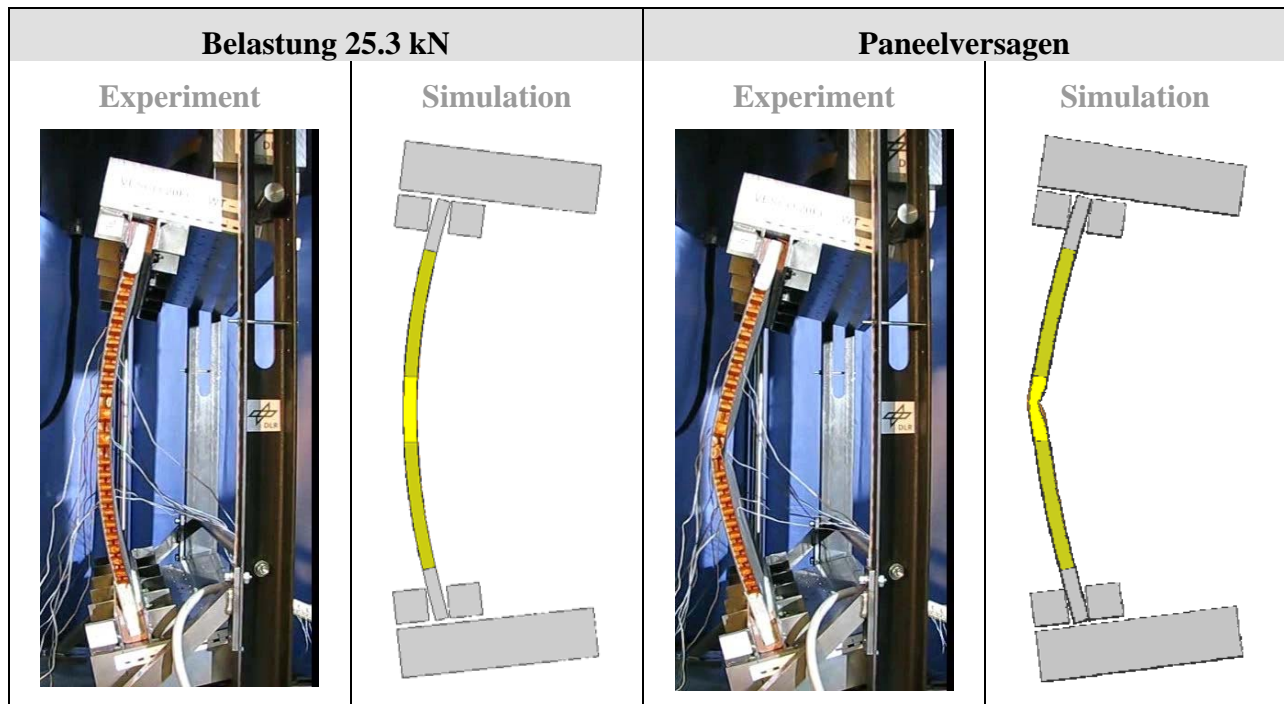


Abbildung 5.6: Vergleich Simulation und Experiment des getriggerten Falzwabenpanels im Triggerbereich auf Druck

Der Vergleich von Simulation und Experiment zeigt, dass mit diesem Vorgehen das Verhalten des getriggerten Panels gut angenähert werden kann. Bei Erreichen der gemessenen maximalen Stempelkraft wird mit Überschreiten der maximalen Druckspannung in der Kernstruktur das Versagen im Kern eingeleitet (Abbildung 5.7). Obwohl das Kernversagen vereinfacht bei konstantem Spannungsniveau erfolgt, wird das Schädigungsverhalten der einfallenden auf Druck belasteten inneren Deckschicht gut abgebildet. Dieselbe Korrelationsgüte kann bei dem Versuch des ungetriggerten Rumpfpanels bei einem A-Wert von 200 mm nicht erreicht werden, da - wie in den durchgeführten impliziten Studien nachgewiesen - das Versagen des Faltkerns auf den anliegenden mehrachsigen Spannungszustand aus Schub- und Druckkräften zurückzuführen ist. Um dennoch eine Aussage über das Versagen des ungetriggerten Faltkerns unter komplexer Lasteinwirkung machen zu können, wurde ein sehr konservativer Ansatz zur homogenisierten Kernbeschreibung des ungetriggerten Faltkernmusters gewählt. Die Druckfestigkeit des ungetriggerten Faltkerns wurde so lange reduziert, bis ein Druckversagen des Kerns bei experimentell ermittelter Maximallast einsetzt. Da in dem Test ein Versagen durch Randeffekte und nicht durch Kerndruckkräfte erfolgte, wird mit diesem Ansatz die Druckfestigkeit des ungestörten Kernbereichs unterschätzt. Dies bietet somit die Möglichkeit einer konservativen Abschätzung des Kerntriggerkonzepts, da die Unterschiede im Druckversagen zwischen dem getriggerten und dem ungetriggerten Kernmuster in der Simulation geringer sind als in der Realität.

Solange der Sandwichkern unbeschädigt bleibt, bietet dieser Ansatz zusätzlich die Möglichkeit, diesen Sandwichkern konservativ auf Versagen zu überprüfen. Der Kraft-Verschiebungs-Verlauf des Druckstempels wird in Abbildung 5.7. für die durchgeführten Simulationen dargestellt. Der Abgleich mit den durchgeführten impliziten Studien zeigt, dass im elastischen Bereich explizite und implizite Simulation sehr gut übereinstimmen. Auch das Versagensniveau wird über die verwendete homogenisierte Kernbeschreibung richtig abgebildet, wobei dies primär in der Anpassung des Druckversagens begründet ist.

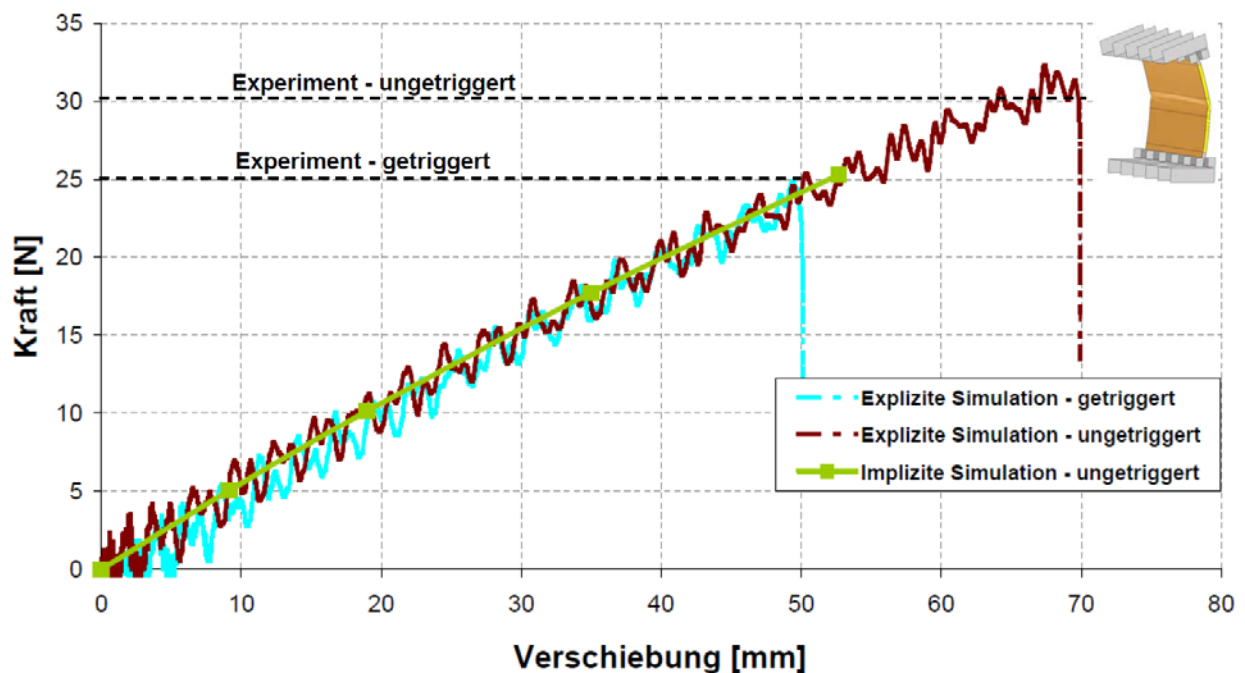


Abbildung 5.7: Kraft-Verschiebungskurve bei der homogenisierten Modellierung für die Faltkerne

### 5.3. Explizite Crashuntersuchungen

In den durchgeführten Crashuntersuchungen wurde die generische doppelschalige Rumpfsektion mit einer rein vertikalen Impactgeschwindigkeit von 6.7 m/s (22 ft/s) gegen eine starre Bodenplatte beaufschlagt. Um das Potential von Triggermechanismen auf die Crashkinematik abzuschätzen, wurde neben der Crashsicherheit einer ungestörten doppelschaligen Rumpfsektion auch der Einfluss einer eingebrachten Ply-Drop-off- und Kerntriggerung auf die Crashkinematik ermittelt. Bis auf die lokale Modifikation der Eigenschaften im Triggerbereich sind die untersuchten Rumpfsektionen in ihrem strukturellen Aufbau identisch. Wie in Abbildung 5.4 dargestellt, wurden die beiden Triggermechanismen im stark belasteten Anschlussbereich der

vertikalen Strebe platziert. In Abbildung 5.8 ist die Crashkinematik der ungetriggerten Rumpfsektion der Rumpfsektion mit kombinierter Ply-Drop-Off- und Kerntriggerung zu verschiedenen Zeitpunkten während des Crashvorgangs gegenübergestellt.

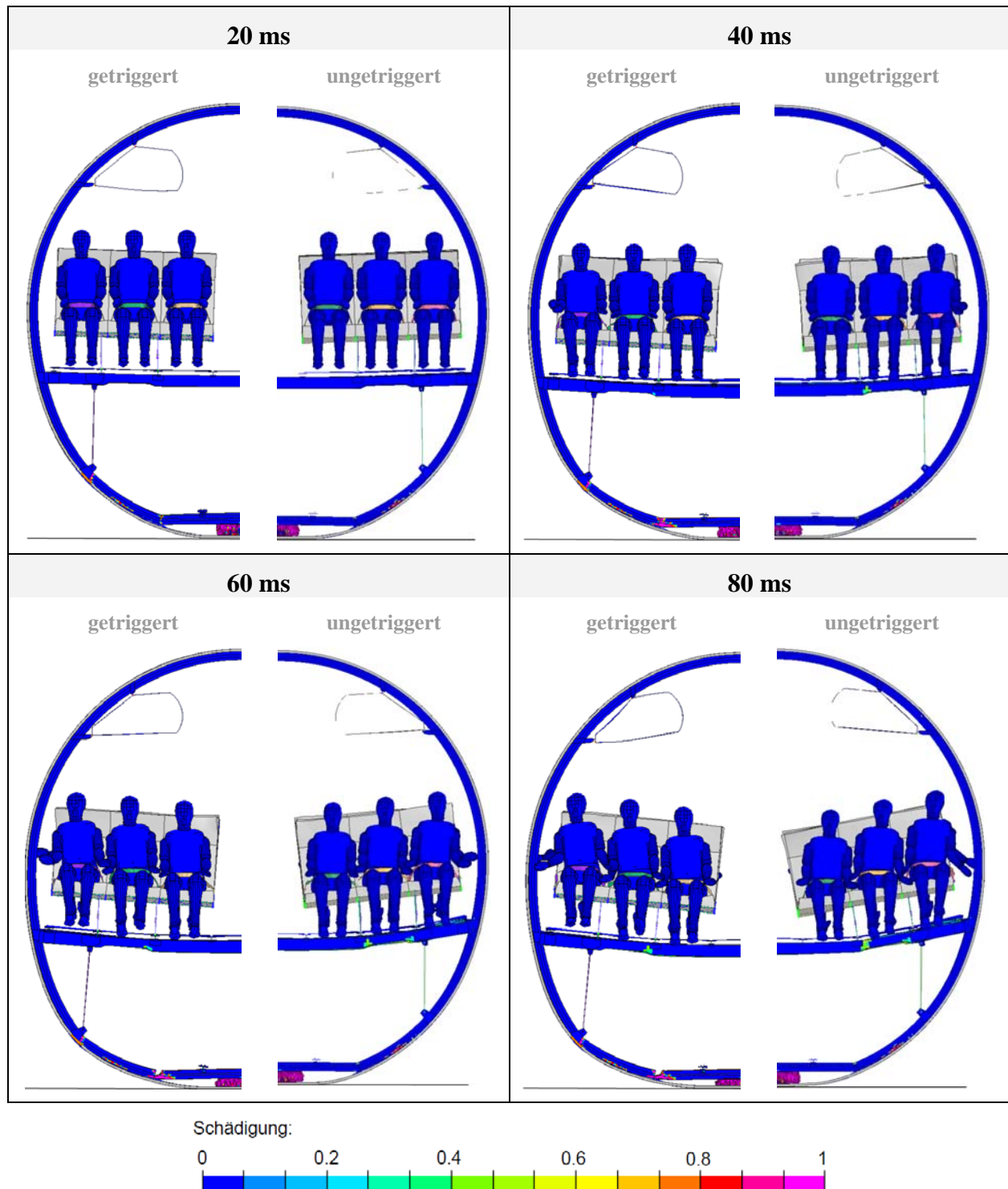


Abbildung 5.8: Crashsequenz der ersten 80 ms mit Darstellung der Elementschädigung der getriggerten und der ungetriggerten Rumpfsektion im Vergleich

Zur besseren Visualisierung der Versagensbereiche werden in der Konturausgabe die Elementschädigungen dargestellt, die mit Hilfe unterschiedlicher Farben den Grad der jeweiligen Schädigung visualisieren. Schon 20 ms nach Aufschlag wird ein seitliches Ausweichen des unteren Rumpfpaneelsegments erkennbar, womit die Rumpfsektion zu ovalisieren beginnt. Die sich entwickelnden Zwängungskräfte scheinen auszureichen, um die Stauchung des unter dem steifen Frachtbodenquerträger angebrachten Wellholms zu initiieren. Damit konnte bei der untersuchten doppelschaligen Rumpfsektion das Knick-Spant-Energieabsorptionskonzept erfolgreich angewendet werden. Die Crashkinematik des Bereichs unterhalb des Frachtbodens wird von der angebrachten Triggerung nur geringfügig beeinflusst.

Ein signifikanter Einfluss der eingebrachten Triggerung wird schon nach 20 ms im direkten Umfeld der Trigger erkennbar. Im direkten Anbindungsbereich der vertikalen Strebe initiiert die eingebrachte Triggerung einen Spantbruch, während bei der ungetriggerten Rumpfsektion der Spant nach 20 ms komplett unbeschädigt bleibt. Dieser Spantbruch durch den Trigger führt im weiteren Crashverlauf zu weiteren Spantversagen bzw. kinematischen Gelenken. Während auch nach 40 ms die ungetriggerte Rumpfsektion keine Spantschädigung aufweist, entwickelt sich bei der getriggerten Rumpfsektion auf Grund von kinematischen Zwängungen ein zusätzlicher Spantbruch direkt am Anschlussbereich des Frachtbodenquerträgers.

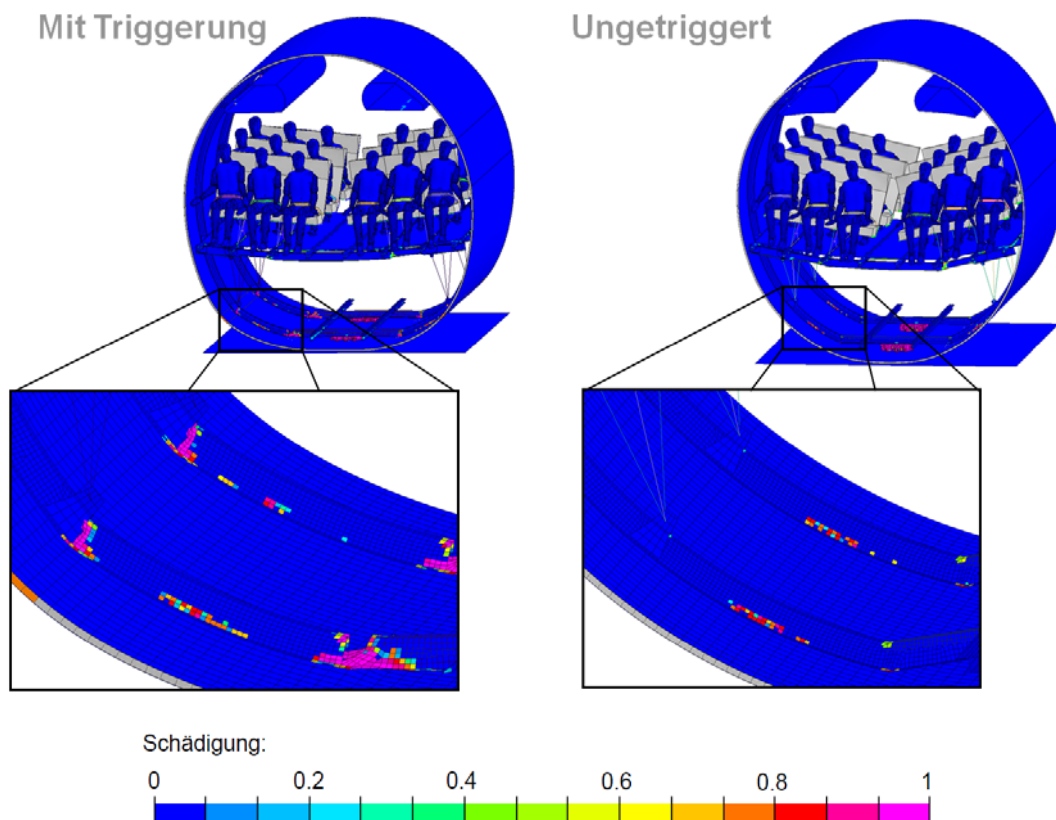


Abbildung 5.9: Einfluss der Triggerung auf die Gelenkbildung im Frachtbodenbereich

Obwohl diese beiden Gelenke der einzige Unterschied in dem Versagensbild bleiben, ist die Auswirkung dieser Gelenke auf die weitere Crashkinematik beträchtlich, da die entstandenen Gelenke die Steifigkeit des Rumpfbereichs unterhalb des Passagierbodens beträchtlich senken und somit eine gutmütigere Ovalisierung des Rumpfs ermöglichen. Als Folge der reduzierten Steifigkeit werden geringere Belastungen auf die Passagiere übertragen, womit die Crashsicherheit der Rumpfsektion erhöht wird. Der Unterschied in den Passagierbodenlasten wird unmittelbar im Deformationsverhalten des Passagierbodens während des weiteren Crashverlaufs ersichtlich. Ein direkter Vergleich 100 ms nach Einschlag ist in Abbildung 5.9 dargestellt, wobei die unterschiedlichen Passagierbeschleunigungen im Deformationsverhalten der Passagiersitze deutlich werden.

In dem durchgeführten Vergleich wurde die Crashkinematik einer ungestörten Rumpfsektion mit einer Rumpfsektion verglichen, in der die Struktur mit einer Kerntriggerung oder mit einem Ply-Drop-off Trigger beeinflusst wurde. Zur Identifizierung des Einflusses der jeweiligen Triggerung wurden alle 4 Permutationen berechnet, um die sich entwickelnden Crashkinematiken zu vergleichen. In Abbildung 5.10 ist für alle Permutationen der gecrashte Rumpf bei 100 ms dargestellt. Ein Vergleich der Schädigungsbilder zeigt auf, dass ein alleiniges Einbringen einer Kerntriggerung nicht ausreicht, um eine Gelenkbildung zu initiieren, was mit den durchgeführten detaillierten numerischen Analysen in Kapitel 4 übereinstimmt. Wie bei einem monolithischen Rumpf kann auch bei einem doppelschaligen Rumpf eine gezielte Steuerung der Crashkinematik nur über eine Schwächung des Spants erfolgen, da auch bei der doppelschaligen Rumpfbauweise die Spantstruktur die am höchsten belastete Strukturkomponente bleibt.

Dennoch zeigen sich auch signifikante Unterschiede in der Bedeutung der einzelnen strukturellen Komponenten zwischen monolithischer und doppelschaliger Rumpfbauweise. Bei monolithischer Bauweise ist nach dem Bruch eines reinen CFK Spants im Nachbruchversagen keine große Energieaufnahme mehr möglich, da die geringe Biegesteifigkeit einer monolithischen Haut keine weitere Energieabsorption ermöglicht. Die doppelschalige Bauweise hingegen bietet auch nach Spantbruch die Möglichkeit, über die elastische Deformation der doppelschaligen Haut weiterhin Energie zu speichern und somit eine Energieabsorption auch nach Spantbruch zu realisieren. Voraussetzung ist dabei, dass der sich entwickelnde Spantbruch nicht in die Haut propagiert und somit ein Versagen der doppelschaligen Haut verhindert wird. Dies bedingt jedoch eher eine Stärkung als eine Schwächung des Kernbereichs im direkten Umfeld des Versagensbereichs.



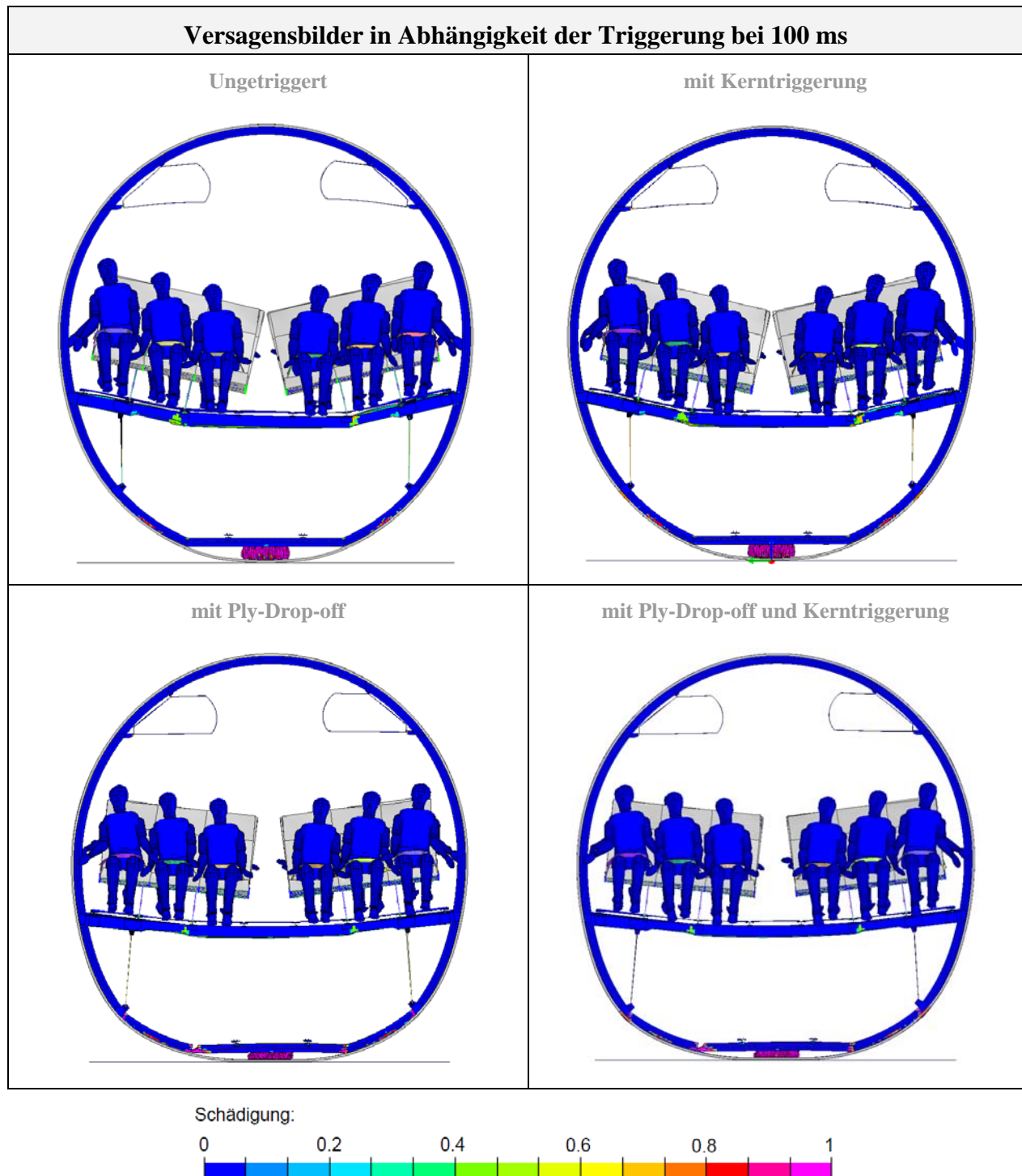


Abbildung 5.10: Darstellung der Rumpfschädigung bei 100 ms in Abhängigkeit der eingebrachten Triggerung

Aus den durchgeführten Crashsimulationen können für doppelschalige Rumpfkonzpte erste Empfehlungen für ein erfolgreiches Energieabsorptionsmanagement abgeleitet werden. Ein geringer Anteil der kinetischen Energie kann über das Stauchen von Crashelementen unter dem Frachtbodenquerträger absorbiert werden. Es sollte jedoch überprüft werden, ob die Vorteile aus

der verbesserten Energieabsorption den Nachteil der erhöhten Strukturmasse aufwiegen. Auf Grund des erhöhten Spantabstands kann bei einer doppelschaligen Rumpfbauweise davon ausgegangen werden, dass das sich ergebende Mehrgewicht im Vergleich zu monolithischen Rumpfsektionen geringer ausfallen wird.

Der zielführendste Ansatz einer Energieabsorptionsstrategie für Doppelschaler zeigt sich jedoch in der Ovalisierung. Somit sollte schon in der frühen Konzeptionsphase ein seitliches Ausweichen des unteren Rumpfsegments unter Crashlasten ermöglicht werden. Aus diesem Blickwinkel ist z.B. eine gelenkige Lagerung der vertikalen Strebe für einen Doppelschaler empfehlenswert. Jedoch zeigen die durchgeführten Crashuntersuchungen, dass sich wegen der hohen Biegesteifigkeit der doppelschaligen Rumpfpaneele die Problematik ergeben kann, dass kritische Beschleunigungslasten in den Passagierboden eingeleitet werden. Es sei noch einmal darauf verwiesen, dass innerhalb dieser Studien der Passagierboden auf sein linear-elastisches Verhalten reduziert wurde, um eine korrekte Lasteinleitung in die Rumpfstruktur zu ermöglichen. Alle durchgeführten Studien mit aktivierter Schädigung ergaben bei den in TIGRIS ermittelten Festigkeiten unter Crashlast ein fatales Versagen des Passagierquerträgers. Daraus kann sowohl geschlossen werden, dass auf Grund des Crashlastfalls eine Überarbeitung des Passagierbodenkonzepts notwendig wäre, als auch versucht werden müsste, die Passagierbodenlasten unter Crash möglichst gering zu halten.

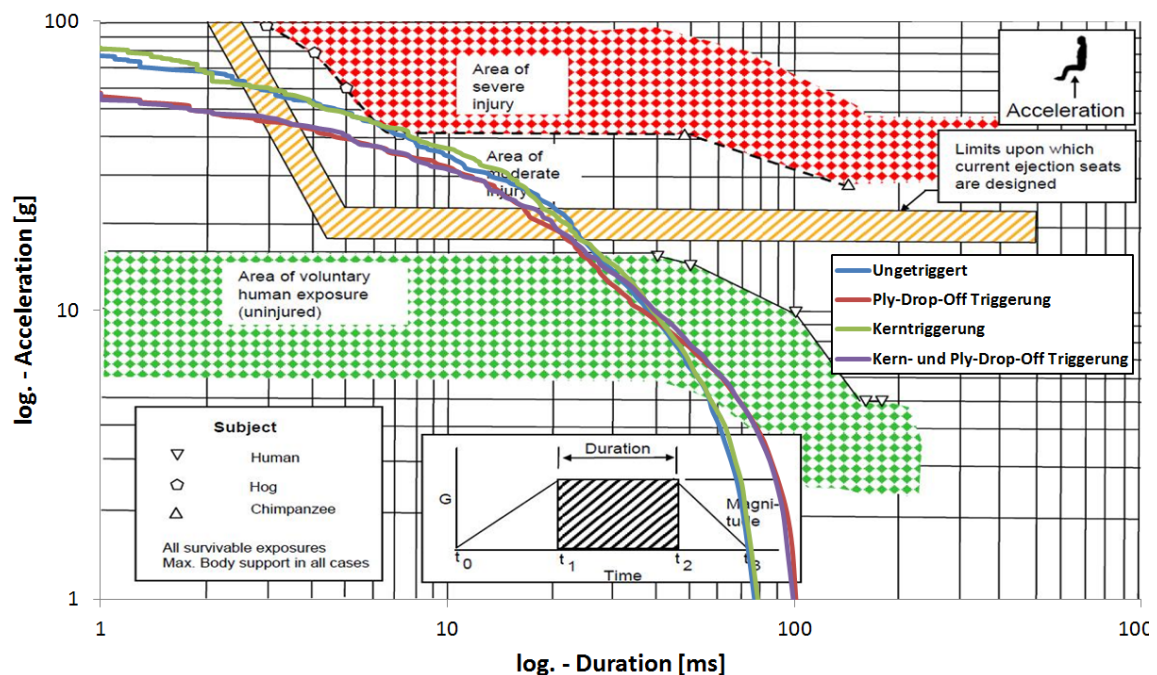


Abbildung 5.11: Vertikale Beschleunigungslasten und Verletzungsrisiko der mittleren Passagierreihe im Vergleich

Um die Gefährdung der Passagiere auf Grund der auf sie einwirkenden Beschleunigungslasten abzuschätzen, wurde auf das Eiband - Diagramm [84] zurückgegriffen, welches das Abschätzen des Verletzungsgrads von Menschen auf Grund vertikaler Beschleunigungslasten ermöglicht. Die diskreten Beschleunigungsregionen basieren auf experimentellen Studien an Menschen und Tieren, die von der NASA durchgeführt wurden. Zur Bestimmung des jeweiligen Verletzungsgrads ist insbesondere die Dauer von Bedeutung für die ein Mensch einem Beschleunigungsniveau ausgesetzt ist. Zum Abgleich der Beschleunigungslasten wurde von dem Schwerpunktsknoten des unteren Dummy-Torsos die vertikale Beschleunigung über den Crashverlauf entnommen, da diese den auf die Wirbelsäule einwirkenden Beschleunigungslasten am ehesten entspricht. Da die Deformation des Passagierquerträgers die Beschleunigungslasten reduziert, wurde die kritischste Sitzposition - die äußere Sitzposition F - zum Vergleich ausgewählt. Die enorme Beschleunigungslast dieses Sitzplatzes ist in seiner Position direkt oberhalb des versteiften Bauraums aus vertikaler Strebe, Passagierquerträger und Spant begründet.

Abbildung 5.11 zeigt das Verletzungsrisiko für die untersuchte Rumpfsktion in Abhängigkeit der angebrachten Triggerung für Sitzplatz F bei Verwendung des Eiband - Diagramms. Es ist erkennbar, dass mit den zwei sich entwickelnden Crashkinematiken auch unterschiedliche Verletzungsgrade verbunden sind. Während bei der Crashkinematik, wo es während dem Crash zu keiner Gelenkbildung kommt, schwerwiegende Verletzungen zu erwarten sind, konnte der Verletzungsgrad mit Hilfe des eingeleiteten Spantbruchs auf moderat gesenkt werden. Daraus ist zu schließen, dass auch bei der doppelschaligen Rumpfbauweise eine gezielte Schadensinitiierung im Spant notwendig werden kann, um die Beschleunigungslasten und damit den Verletzungsgrad von Passagieren auf ein akzeptables Maß zu senken. Weiter kann den Ergebnissen entnommen werden, dass die eingebrachte Kerntriggerung nur eine vernachlässigbare Auswirkung auf Crashkinematik und Beschleunigungslasten hat und somit eine sinnvolle Verwendung des Kerntriggerkonzepts bei dem gewählten Rumpfdesign in Frage gestellt werden muss.

In Abbildung 5.12 ist der Verlauf der kinetischen und internen Energie während des Crashes abgebildet. Auf Grund anfänglich identischer Energieverläufe ist erkennbar, dass sich die eingebrachte Triggerung innerhalb der ersten 15 ms nicht auf den Crashverlauf auswirkt. Ab einer Crashedauer von etwa 15 ms ist eine Abweichung zwischen den beiden Simulationen erkennbar, womit der Spantbruch auf Grund der eingebrachten Triggerung auf diesen Zeitpunkt terminiert werden kann.



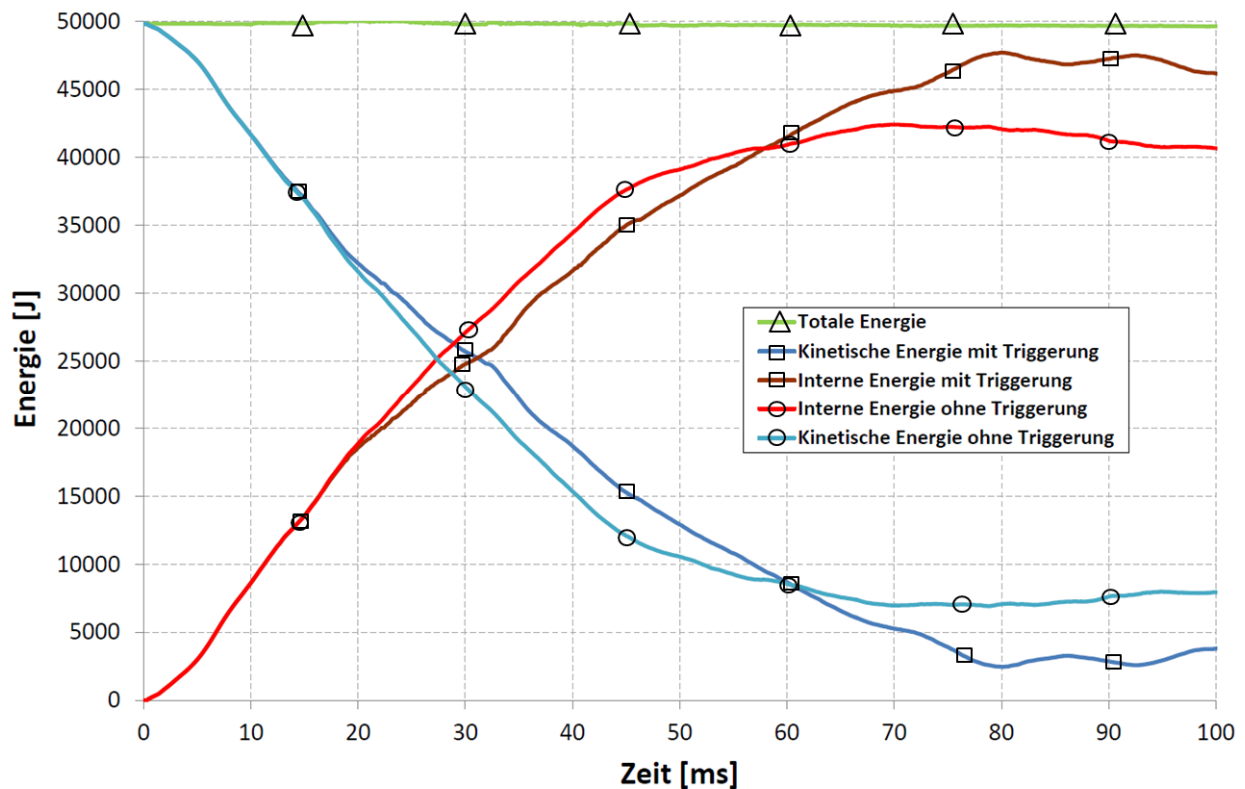


Abbildung 5.12: Auswirkung der Triggerung auf die Energieverläufe

Auf Grund der daraus folgenden reduzierten Biegesteifigkeit des Rumpfpaneels folgt die Abnahme der kinetischen Energie ab diesem Zeitpunkt über einen längeren Zeitraum, was auch die geringeren Beschleunigungslasten, die auf die Passagiere einwirken, erklärt. Insgesamt betrachtet ist der erhaltene Energieverlauf für einen CFK Rumpf äußerst positiv einzustufen, da dieser über den kompletten Crashverlauf eine annähernd lineare Abnahme der kinetischen Energie aufzeigt, was bei gegebener Verzögerungsdauer das Optimum darstellt. Jedoch zeigen die Simulationen auch, dass die Ovalisierung einer doppelschaligen Rumpfstruktur zu kritischen Beschleunigungswerten führen kann, was nur über das gezielte Initiieren eines Spantbruchs gelöst werden kann. Dies ist auch aus weiteren Gesichtspunkten positiv einzustufen. In dem Energieverlauf wird eine komplette Abnahme der kinetischen Energie auch nach 100 ms nicht erreicht, was in dem Rückpralleffekt begründet ist. Da durch die Ovalisierung ein großer Anteil der kinetischen Energie als elastische Deformation im Rumpf gespeichert wird, entsteht am Ende des Crashvorgangs bei deren Entspannung eine erneute Beschleunigung von Struktur und Passagieren. Die Fähigkeit elastisch gespeicherte Energie zu absorbieren, sowie infolge der reduzierten Biegesteifigkeit den Rückpralleffekt zu verringern, sind weitere Gründe für die Vorteilhaftigkeit eines Spantbruchs während des Crashvorgangs.

Abschließend wird in der Studie erkennbar, welches Potential die doppelschalige Rumpfbauweise zur Erfüllung der Crashanforderung trotz der Anwendung von spröden CFK Materialien bietet. Es zeigt sich, dass es bei doppelschaliger Rumpfbauweise möglich ist, Crashsicherheit und faserverbundgerechte Bauweise zu verbinden. Im Gegensatz zur monolithischen Rumpfbauweise kann auf den Einbau zusätzlicher Bauteile zur erhöhten Energieabsorption während der Gelenkbildung verzichtet werden. Hauptaugenmerk bei der doppelschaligen Rumpfbauweise muss auf die Ovalisierung gelegt werden, um eine Ausweichbewegung des Rumpfs zu ermöglichen. Das hohe elastische Dehnungsvermögen von CFK Materialien kommt dem Konzept entgegen. Bei überhöhten Beschleunigungslasten auf die Passagiere während der Ovalisierung kann es hilfreich bzw. notwendig werden, ein gezieltes Spantversagen zu initiieren, wobei darauf zu achten wäre, dass der sich entwickelnde Riss zu keinem Bruch des Rumpfpaneels führt. Diese Herausforderung sollte bereits mit dem derzeitigen vorhandenen technologischen Know-How lösbar sein.

## **6. Zusammenfassung**

### **6.1. Ergebnisse**

In den durchgeführten Studien wurden das Verformungsverhalten und die Schädigung doppelschaliger Rumpfpaneele unter Crashlasten analysiert. Während der zertifizierungsrelevanten Crashszenarien werden die für die Energieabsorption kritischen Rumpfpaneele primär mit einer Kombination aus Druck- und Biegekräften beaufschlagt. Zur Analyse der Phänomenologie des Versagens von Sandwichstrukturen unter diesen crashrelevanten Lasten wurde ein experimenteller Aufbau entwickelt, der das gezielte Aufbringen und die Ermittlung der Schädigung von Rumpfpaneelen unter variabler Druck- und Biegekraft ermöglicht und somit eine experimentelle Basis für das Testen von Rumpfstrukturen unter kombinierter Last bietet.

Im Rahmen des Experiments wurde ein doppelschaliges Sandwichpaneel mit CFK-Deckschichten und Faltkern unter einer crashrelevanten Belastungskombination bis zum Versagen getestet. Mit Hilfe der CT-Analysen konnte als Schadensursache ein Versagen auf Grund einer lokal kollabierenden Kernstruktur identifiziert werden. Da diese Art der Schadensinitiierung primär auf den Kennwerten des Kernwerkstoffs basiert, bietet ein doppelschaliges Rumpfpaneel die interessante Möglichkeit, über die Integration einer gezielten Kernschwächung die Crashkinematik eines Flugzeugrumpfs zu modifizieren. Die primär tragenden Deckschichten bleiben bei dieser Art der Triggerung unberührt. Somit bietet das Kerntriggerkonzept die einzigartige Möglichkeit, eine gezielte Versagenscharakteristik in ein doppelschaliges Paneel zu integrieren, ohne das statische Anforderungsprofil des Rumpfpaneels zu gefährden.

Für eine gezielte Schadensinitiierung einer auf Druck kollabierenden Kernstruktur ist eine lokale Reduktion der Kerndruckfestigkeit geeignet. Das Spannungs- und Verformungsverhalten des Sandwichpaneels sollte durch die eingebrachte Kernmodifikation möglichst gering beeinflusst werden, womit die schubübertragende Funktion des Kerns durch die Modifikation nicht gefährdet werden darf. Der Gestaltungsfreiraum von Faltkernen bietet hierfür die einzigartige Möglichkeit, durch eine lokale Modifikation des Faltmusters ein Druckfestigkeitsprofil in den Kern zu implementieren, ohne die Kernstruktur in verschiedene diskrete Bereiche mit unterschiedlichen Kerncharakteristika unterteilen zu müssen.

Allein durch die Integration einer Kernschwächung konnte in einem Experiment unter identischen Randbedingungen sowohl Kraftniveau als auch Versagensposition verändert werden, womit die Funktionalität des Kerntriggerkonzepts nachgewiesen wurde. Über die Durchführung eines weiteren Tests unter modifiziertem Biege-Druck-Verhältnis konnte die Robustheit des Triggerkonzepts aufgezeigt werden. Die induzierten Kerndruckspannungen, die auf Grund der Biegung in den Kern eingeleitet werden, wurden mit Hilfe der photogrammetrischen Dehnungsfeldmessung visualisiert.

Der unbegrenzte Gestaltungsraum von Faltkernen lässt ein iteratives Vorgehen zum Auffinden eines Kernmusters, welches einerseits das statische Lastanforderungsprofil erfüllt, andererseits aber unter einer definierten Belastung versagt, mit Hilfe experimenteller Material-Charakterisierungsstudien unter wirtschaftlichen Gesichtspunkten nicht zu. Die Analyse von Kerncharakteristika in Abhängigkeit der Faltparameter kann nur über einen rein virtuellen Ansatz, das virtuelle Design, sinnvoll ermöglicht werden. Innerhalb dieser Arbeit wurde analysiert, mit welchem simulatorischen Ansatz - Verwendung der impliziten oder expliziten Zeitintegrationsmethode - ein virtuelles Auffinden geeigneter Kernmuster erfolgen kann, um mögliche Verbesserungspotentiale zu identifizieren. Alle Methoden basieren auf der expliziten Materialbeschreibung von Aramidpapieren, welche innerhalb des EU geförderten Projekts CELPACT entwickelt und unter verschiedenen Belastungszuständen validiert wurde.

Die innerhalb dieser Arbeit entwickelte Methode, unter Verwendung der impliziten FE Triggerbereiche im Kern zu berechnen, erlaubt, die Spannungszustände im Kern zu jedem Zeitschritt in die verschiedenen Belastungskomponenten aufzuschlüsseln und die dimensionierenden Belastungskomponenten im Kern zu identifizieren. Nachteilig hat sich die Komplexität des Auffindens einer geeigneten Versagenshypothese herausgestellt, die auf Grund der homogenisierten Kernmodellierung notwendig wird. Somit wird die Verwendung der impliziten Dimensionierungsmethodik durch das zeitaufwendige Entwickeln von Versagenshypothesen beschränkt, die das Einsetzen der Schädigung für jedes Faltmuster unter jedweder Belastungskombination in hinreichender Qualität beschreiben müssen.

Mit Hilfe der expliziten Modellierungsmethodik konnten bei geringerem Zeitaufwand bessere Ergebnisse erzielt werden. Die explizite Methode erlaubt, sowohl das nichtlineare Materialverhalten als auch die Interaktion der unterschiedlichen Bauteile detaillierter abzubilden. Da der Faltkern detailliert abgebildet wird, kann der Einfluss eines modifizierten Faltmusters auf die Schädigung ohne die Durchführung zusätzlicher numerischer Studien ermittelt werden. Die Qualität der Ergebnisse wird dabei primär durch die Aussagekraft der verwendeten Materialbeschreibungen begrenzt. In den durchgeführten Studien wird die Korrelationsgüte

durch idealisierte numerische Repräsentation des Faltkerns gesenkt, da insbesondere die Vernachlässigung der Schädigungen im Kantenbereich das Ergebnis verfälscht. Die sich daraus entwickelnden überhöhten Versagenswerte sind konsistent mit den Forschungsergebnissen aus dem Projekt CELPACT [43].

Mit Hilfe der gefundenen und validierten Modellierungsmethodik wurde die Auswirkung einer versteifenden Spantstruktur auf das Kerntriggerkonzept numerisch ermittelt. Die Simulationen zeigen, dass die Schadensinitiierung eines versteiften Rumpfpanels mit integrierter Kerntriggerung ausschließlich durch das Versagen des Spants definiert wird und somit eine Implementierung einer definierten Crashkinematik in den Rumpf allein durch die Modifikation lokaler Kernbereiche nicht möglich ist.

Dieser Zusammenhang konnte auch in Crashstudien an einer kompletten doppelschaligen Rumpfsektion nachgewiesen werden. Wie bei der monolithischen Rumpfbauweise war es nur über eine gezielte Spantschwächung möglich, die Crashkinematik zu verändern, um die Beschleunigungslasten der Passagiere zu senken. Jedoch zeigten die Crashstudien, dass die doppelschalige Rumpfbauweise ein großes Potential hat, trotz des spröden Bruchverhaltens von CFK die Crashanforderung zu erfüllen. Hierbei muss es dem unteren Rumpfsegment ermöglicht werden, zu ovalisieren und, somit über Deformation kinetische Energie in elastische Verformungsenergie umzuwandeln und zu speichern. Um Passagierlasten und den Rückpralleffekt beim Entspannen der elastischen Energie zu reduzieren, kann es weiterhin notwendig werden, über gezielte Brüche im Spant einerseits die Steifigkeit des unteren Rumpfsegments zu reduzieren und andererseits Energie durch die Spantbrüche zu absorbieren. Dabei sollte darauf geachtet werden, dass die entstehenden Spantbrüche nicht in die Sandwichstruktur propagieren, um die strukturelle Integrität des Rumpfs nicht zu gefährden und dem Panel eine zusätzliche Energieaufnahmefähigkeit in der weiteren Gelenkbildung zu ermöglichen.

## **6.1. Perspektiven**

Für die doppelschalige Rumpfbauweise sind zur Erreichung der notwendigen technologischen Reife für die Serienanwendung noch viele Fragenstellungen zu lösen. Die durchgeführten Studien zeigen jedoch, dass die für die Zertifizierung nachzuweisende Crashesicherheit von der doppelschaligen Rumpfbauweise ohne hohen technologischen Aufwand erfüllt werden könnte. Folglich würde diese Bauweise hohes Leichtbaupotential mit Crashesicherheit verbinden.

Obwohl die Funktionsweise des Kerntripperkonzepts für unversteifte Paneele nachgewiesen werden konnte, wird die Anwendbarkeit durch die weiterhin dominierende Bedeutung von Spantstrukturen für die Gelenkbildung begrenzt. Somit wäre weiteres Verständnis bezüglich der Interaktion von Spant- und Kernschädigung aufzubauen, um die gegenseitige Wechselwirkung genauer zu verstehen.

Die durchgeführten Studien zeigen, dass ohne technologische Vorkehrungen der Bruch des Spants zu einem direkten Versagen des doppelschaligen Rumpfpaneels führen kann. Um eine maximale Energieaufnahme durch gezielte Ovalisierung des Rumpfs zu ermöglichen, sollten technische Lösungswege gesucht werden, die Rissausbreitung auf den Spant zu begrenzen. Hierfür ist insbesondere die Interaktion von Spant und doppelschaligem Rumpfpaneel zu analysieren, um das Anforderungsprofil für diese Strukturkomponenten im Versagensbereich zu konkretisieren. Hierbei wäre auch von Interesse, wie weit andere Spantformen - z.B. LCF förmige Spantstrukturen - mit einer Kerntripperung interagieren. Im Gegensatz zu dem untersuchten Omega-Spant, der durch seine geschlossene Form eine sehr hohe Beulsteifigkeit besitzt, könnte über das Stabilitätsversagen anderer Spantformen gegebenenfalls ein Spantversagen ermöglicht werden, das eine Schädigung des doppelschaligen Hautpaneels vermeidet.

Derzeit wird die Korrelationsgüte zur Auslegung einer Kerntripperung primär durch die Abbildungsgenauigkeit des Faltkerns begrenzt. Obwohl innerhalb des Forschungsprojekts CELPACT Modellierungsstrategien für Faltkerne entwickelt wurden, müssten noch Lösungswege dafür gefunden werden, wie der Einfluss lokaler Schäden - z.B. Schwächungen im Kantenbereich - in die Simulation sicher implementiert werden kann.

Zur Erschließung neuer Anwendungsgebiete für das Kerntripperkonzept wäre das Überprüfen der Funktionsfähigkeit auf Schaumkerne zu erweitern. Auch eine Schwächung der Kerndruckeigenschaften über lokale Schaumeinleger mit veränderter Versagenscharakteristik wäre denkbar.

## Appendix A:

### Validierung der Simulationmethoden an dem Druck-Biege-Experiment mit einem A-Wert von 180 mm

Neben der Untersuchung des Kerntriggers unter einem Biege-Druck-Verhältnis von 200 mm wurde die Anwendbarkeit der Kerntriggierung auch unter einem Verhältnis von 180 mm experimentell erfolgreich getestet. Die Messdaten bieten sich somit auch zum Abgleich bzw. als Validierungsbasis der entwickelten Simulationstechniken an. Die erhaltenen Resultate aus den durchgeführten Simulationen bei einem A-Wert von 180 mm entsprechen den Berechnungsergebnissen bei einem A-Wert von 200 mm.

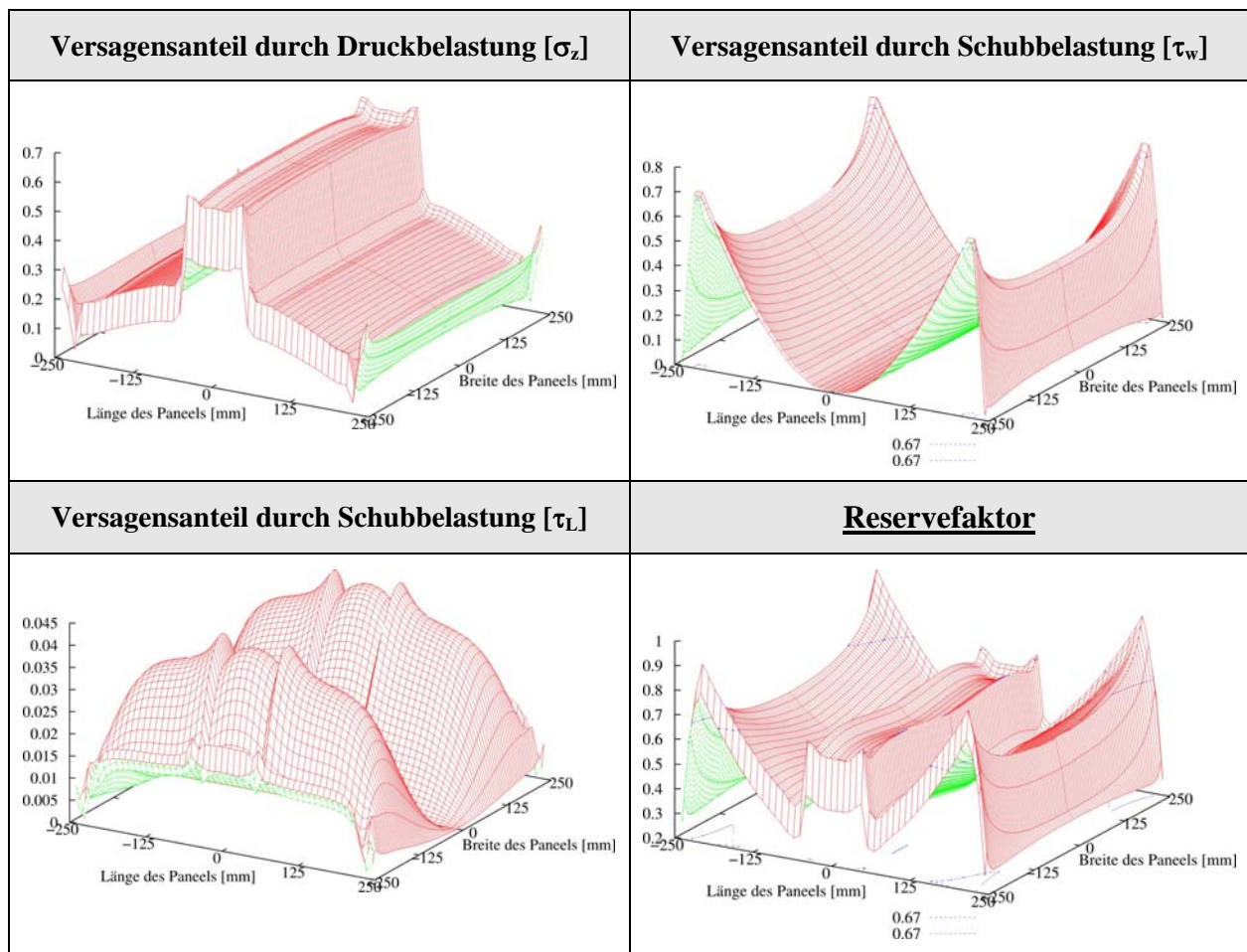


Abbildung A.1: Schädigungsanteile des getriggerten Rumpfpanels bei einem Biege-Druck-Verhältnis von 180 mm und einer Drucklast von 28,8 kN [66]

In Abbildung A.1 sind für die innenliegende Elementreihe die unterschiedlichen Schädigungskomponenten unter Anwendung der impliziten Simulationsstrategie dargestellt. Wie bei 200 mm exzentrischer Krafteinleitung wird der Schubverlauf  $\tau_w$  von der Triggerung nur vernachlässigbar beeinflusst und zeigt den typischen parabelförmigen Verlauf. Durch die entstehenden Spannungskonzentrationen an den Paneelkanten werden diese Bereiche allein auf Grund des Querkraftschubs  $\tau_w$  bis zu einem Schädigungsgrad von 70% belastet. Die Auswirkung der eingebrachten Kernschwächung wird wiederum insbesondere in dem Verlauf der Druckschädigungskomponente deutlich. Wie bei einem A-Wert von 200 mm springt diese im Triggerbereich um 30% nach oben. Auch der Verlauf des Reservefaktors ähnelt den Ergebnissen bei einem A-Wert von 200 mm. Die geringsten Reservefaktoren werden auch bei einem A-Wert von 180 mm an den Paneelecken und im Triggerbereich erhalten, wobei diese wegen der höheren Druckstempellast und damit dem Querkrafteintrag an den Ecken ein Schädigungsniveau von bis zu 90% erreichen. Die Belastung im Triggerbereich wird auch bei der Untersuchung bei einem A-Wert von 180 mm unterschätzt, da bei experimentell ermittelter Versagenslast die implizite Simulation einen Reservefaktor von etwa 60% ergibt.

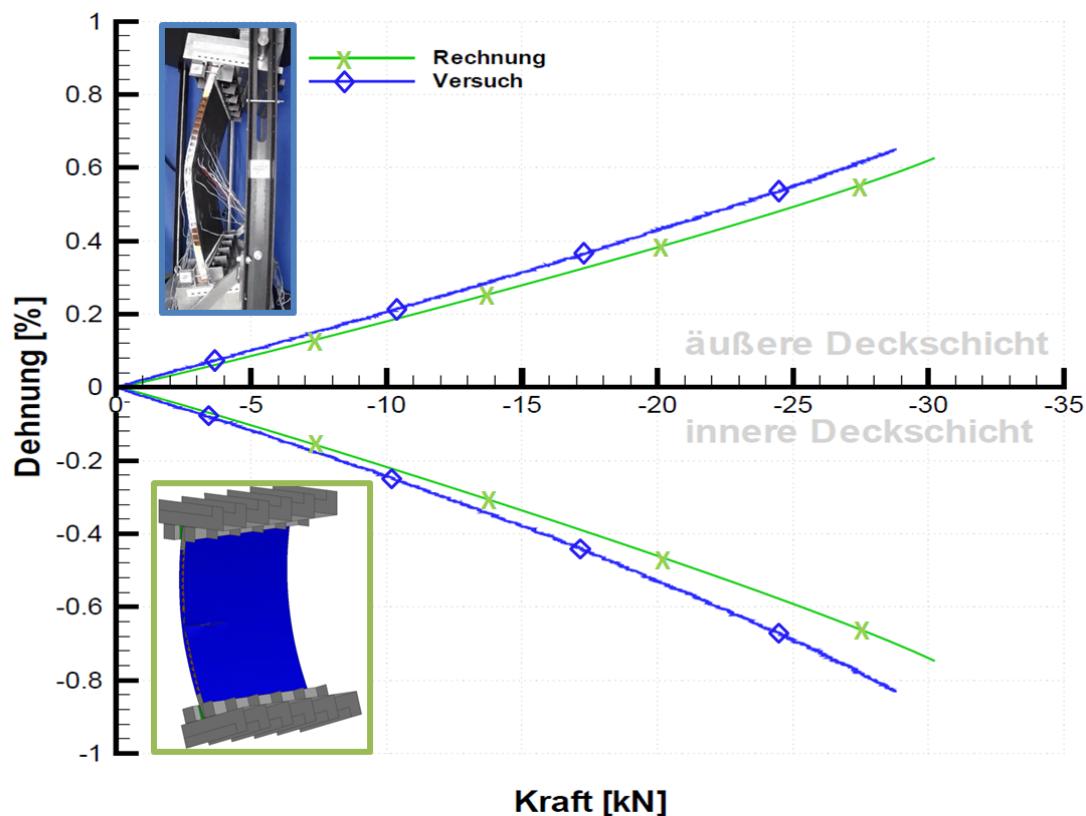


Abbildung A.2: Abgleich der berechneten Verformung und Schadensinitiierung des getriggerten Rumpfpaneel bei einem A-Wert von 180 mm [67]



Im Gegensatz zur impliziten Analyse bildet die explizite Simulationsmethodik auch bei einem A-Wert von 180 mm die Schädigung richtig ab. Wie in AbbildungA.2 dargestellt, prognostiziert die Berechnung sowohl die Schadensinitiierung auf Grund einer kollabierenden Kernstruktur im Triggerbereich als auch die Rissbildung über die komplette innere Deckschicht in korrekter Weise.

Auch die elastische Deformation des Paneels unter der Belastung kann mit Hilfe der expliziten Simulationsmethodik gut abgebildet werden, jedoch führt auch bei einem A-Wert von 180 mm die bekannte überhöhte Kerndruckfestigkeit zu einem verspäteten Einsetzen der Schädigung.

## **Appendix B:**

### **Fehlerabschätzung**

Mit Hilfe experimenteller Studien ist es nur selten möglich, den realen Belastungszustand des zu untersuchenden Lastfalls bis ins letzte Detail in eine Strukturkomponente einzuleiten und die Spannungszustände ohne Fehler zu exzerpieren. Somit sind Experimente auf Grund notwendiger Idealisierung und technisch bedingter Messungenauigkeiten fehlerbehaftet. Messungenauigkeiten und mögliche Fehlerquellen abzuschätzen, ist zur Ermittlung der Aussagekraft durchgeführter Experimente hilfreich, wenn nicht sogar notwendig. In den durchgeführten experimentellen Studien konnten mehrere Fehlerquellen identifiziert und ihre Auswirkung auf die Testergebnisse abgeschätzt werden.

### **Untersuchung der Reproduzierbarkeit der durchgeführten Druck-Biege-Experimente**

Eine mögliche Fehlerquelle könnte bei den durchgeführten Druck-Biege-Experimenten durch den Versatz der Klemmprofile und Verschraubungen unter Belastung entstehen. Um die Größe dieser möglichen Fehlerquelle abzuschätzen und somit die Reproduzierbarkeit der Druck-Biege-Untersuchung zu prüfen, wurde ein unbeschädigtes Paneel über drei hintereinander folgende Messungen innerhalb des elastischen Bereichs belastet und wieder entlastet.

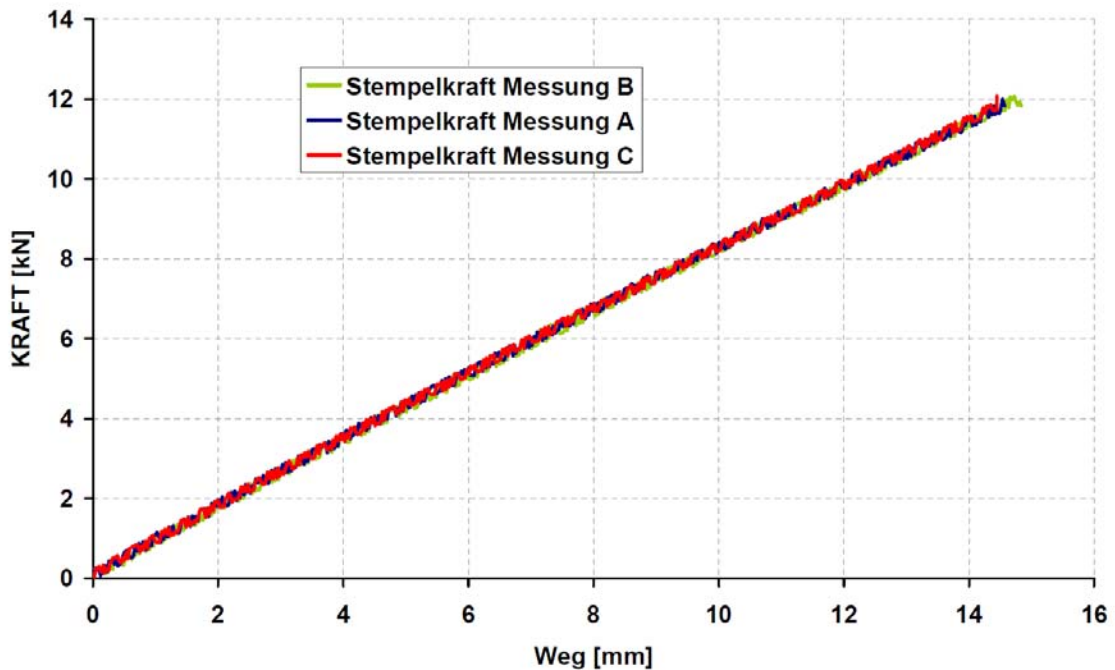


Abbildung B.1: Nachweis der Reproduzierbarkeit der Druck-Biege-Experimente am Beispiel eines Rumpfpaneels unter kombinierter Druck-Biege-Belastung bei einem A-Wert von 140 mm

In Abbildung B.1 ist die gemessene Kraft-Weg-Kurve des Druckstempels für die drei Messungen dargestellt. Die gute Korrelation zwischen den Ergebnissen zeigt, dass mit dem verwendeten Anbindungsdesign innerhalb des elastischen Deformationsbereichs das Paneelverhalten über mehrere Messungen reproduziert wurde und somit ein Versatz der Klemmprofile und Verschraubungen durch die Belastung im untersuchten Belastungsniveau ausgeschlossen werden kann. Das Setzen von Schrauben und Klemmprofilen stellt somit keine relevante Fehlerquelle dar.

### Fehlerabschätzung durch das Strukturgewicht der Vorrichtung

Das Anforderungsprofil an die Vorrichtung, in das zu untersuchende Paneel eine definierte Kombination aus Druck- und Biegebelastungen einzuleiten, ohne das Ergebnis durch Biegedeformationen der Vorrichtung zu verfälschen, bedingt eine stabile Auslegung der Vorrichtung. Die daraus folgende Gewichtskraft der Vorrichtung stellte bei genauer Betrachtung eine Fehlerquelle dar, da diese eine zusätzliche Belastungskomponente in das zu untersuchende Paneel einleitet.

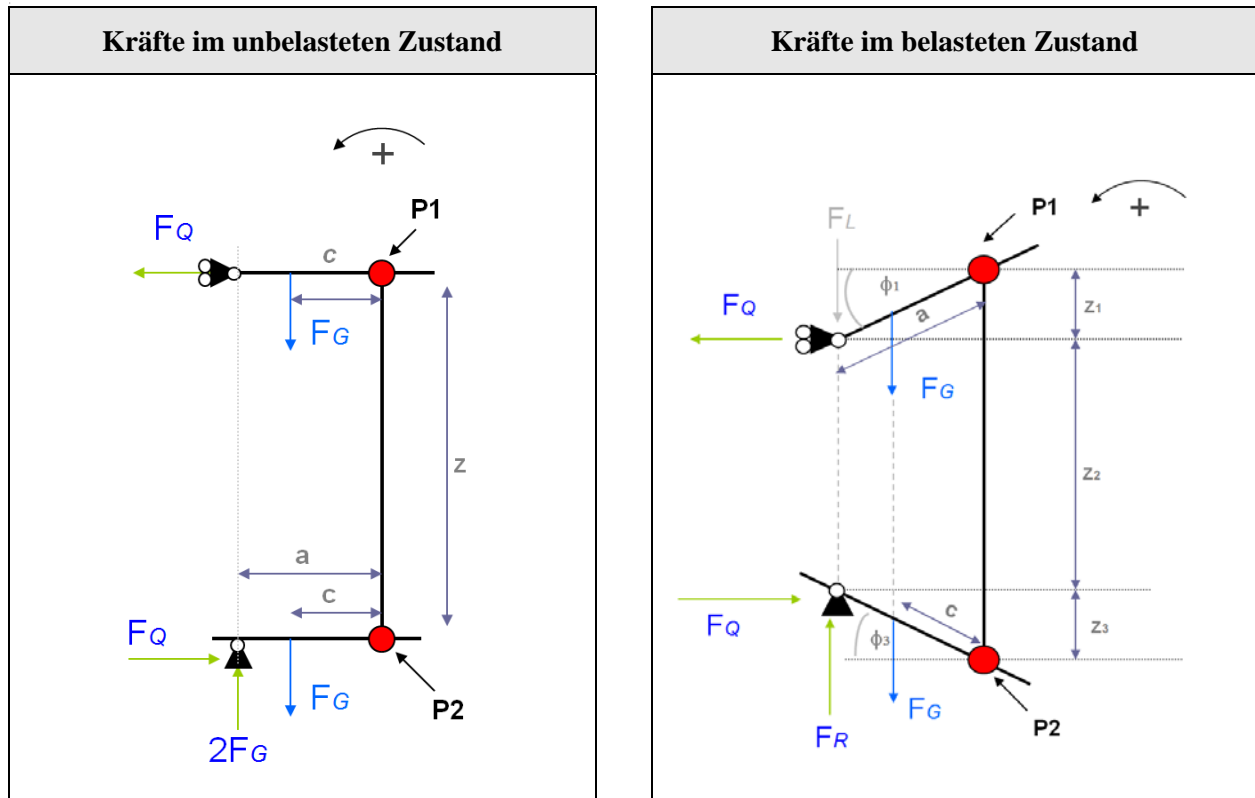


Abbildung B.2: Belastungseintrag durch das Gewicht der Druck-Biege-Vorrichtung auf das Testpaneel

Da dieser Belastungseintrag bei jeder Untersuchung in gleicher Weise auftritt, handelt es sich hierbei um einen systematischen Fehler. Zur Visualisierung der Belastungskomponenten sind in Abbildung B.2 die anliegenden Reaktionskräfte auf Grund der Gewichtskraft an einer schematischen Darstellung der Vorrichtung dargestellt. Der Belastungseintrag kann in eine belastungsabhängige und eine belastungsunabhängige Komponente unterteilt werden.

Zur Berechnung der belastungsunabhängigen Fehlergröße können die Reaktionskräfte an den Einspannungen der Vorrichtung über das Kräfte- und Momentengleichgewicht leicht bestimmt werden. Da in dem gewählten Design die Vorrichtung momentfrei gelagert wird, kann die horizontale Auflagekraft  $F_Q$  auf Grund der Massenkraft  $F_G$  an den Auflagern berechnet werden. Die horizontale Auflagekraft  $F_Q$  ergibt sich zu

$$F_Q = \frac{2 \cdot F_G \cdot (a - c)}{z} \quad (\text{B.1})$$

wobei  $a$  die Exzentrizität der Krafteinleitung,  $c$  die Schwerpunktlage und  $z$  die Höhe des untersuchten Testpaneels beschreibt. Über Integration der anliegenden Querkräfte von den momentfreien Auflagern, kann die durch das Gewicht eingeleitete Momentlast an den Krafteinleitungspunkten  $P1$  und  $P2$  ermittelt werden. Die Momentlast am Krafteinleitungspunkt  $P1$  ergibt sich zu

$$M_{P1} = F_G \cdot c \quad (B.2)$$

Mit dem gleichen Vorgehen kann die durch das Gewicht eingeleitete Momentlast am Krafteinleitungspunkt  $P2$  ermittelt werden, wobei die untere vertikale Lagerung der Vorrichtung über eine zusätzliche Querkraftkomponente ein weiteres Moment einleitet:

$$M_{P2} = F_G \cdot (c - 2 \cdot a) \quad (B.3)$$

Der Vergleich der Gleichungen B.2 und B.3 zeigt einen unterschiedlichen Momenteintrag in die beiden Krafteinleitungspunkte  $P1$  und  $P2$ , der sich auf Grund der Gewichtskraft einstellt. Wie in Abbildung B. ersichtlich, ist der Belastungseintrag durch die Gewichtskraft verformungsabhängig. Durch die Auslenkung des Paneels unter Testbedingungen verschieben sich die horizontalen Auflagerkräfte relativ zum Testpaneel, womit sich ein von Belastungsniveau und Paneel-Steifigkeit abhängiger Momenteintrag entwickelt.

Über die geometrischen Beziehungen kann der durch die Deformation veränderliche Hebelarm beschrieben werden:

$$z_1 = a \cdot \sin(\varphi_1)$$

$$z_2 = z_{ges} - (z_1 + z_3)$$

$$z_3 = a \cdot \sin(\varphi_3) \quad (B.4)$$

Durch die Deformation ändert sich der Momenteintrag auf Grund der Gewichtskraft an den Krafteinleitungspunkten  $P1$  und  $P2$  zu:

$$M_1 = F_L \cdot a \cdot \cos(\varphi_1) + F_G \cdot c \cdot \cos(\varphi_1) - F_Q \cdot a \cdot \sin(\varphi_1) \quad (B.5)$$

$$M_2 = F_G \cdot c \cdot \cos(\varphi_3) - F_Q \cdot a \cdot \sin(\varphi_3) - (2F_G + F_L) \cdot a \cdot \cos(\varphi_3) \quad (B.6)$$

Über das Kräfte- und Momentgleichgewicht kann folgender Zusammenhang zwischen Auflagerreaktions-, Gewichts- und externen Kräften erhalten werden:

$$F_R = 2F_G + F_L$$

$$F_Q = \frac{F_G \cdot (a - c)}{z_2} \cdot [\cos(\varphi_1) + \cos(\varphi_3)] \quad (B.7)$$

Mit der Annahme kleiner Verformungen kann die Höhenreduktion der kompletten Paneelhöhe  $z_{ges}$  auf Grund der Belastung vernachlässigt werden. Unter diesen Randbedingungen können die Hebelarme über die Verschiebung des Druckstempels beschrieben werden.

$$(z_1 + z_3) = \Delta s(F_L) \approx m \cdot F_L \quad (B.8)$$

Um jeder Belastung eine Verschiebung zuordnen zu können, empfiehlt es sich, die Verschiebung über eine Weg-Kraft-Beziehung zu beschreiben. Die durchgeführten Druck-Biege-Experimente ermöglichen es, ohne großen Fehler die Weg-Kraft-Beziehung über einen linearen Ansatz anzunähern. Zur weiteren Vereinfachung kann die für kleine Winkel  $\phi$  gültige geometrische Vereinfachung getroffen werden:

$$\sin(\phi) \approx \phi$$

$$\cos(\phi_1) \approx 1 \quad (B.9)$$

Unter diesen beschriebenen Vereinfachungen kann die horizontale Auflagerkraft angenähert werden zu:

$$F_Q \approx \frac{F_G \cdot (a - c)}{z_{ges} - m \cdot F_L} \quad (B.10)$$

Die durch die Gewichtskraft verursachte Momenteinleitung in das verformte Rumpfpaneel vereinfacht sich somit zu

$$\begin{aligned} M_1 &= F_L \cdot a + F_G \cdot c - F_Q \cdot a \cdot \phi_1 \\ M_2 &= F_G \cdot c - F_Q \cdot a \cdot \phi_3 - (2F_G + F_L) \cdot a \end{aligned} \quad (B.11)$$

Die Momentgleichungen beschreiben den systematischen Fehler, den man nur auf Grund der Vorrichtungsmasse unter Belastung in das zu testende Paneel zusätzlich einleitet. Um die Größenordnung des Fehlers in Hinblick auf die durchgeführten Experimente ermitteln zu können, wurde die leichte asymmetrische Auslenkung, d.h.  $\phi_1 \sim \phi_2$ , vernachlässigt. In Abbildung B.3 ist der systematische Fehler für die durchgeführten Druck-Biege-Experimente in Abhängigkeit der Druckstempelkraft für einen A-Wert von 200 mm dargestellt. Das Ergebnis zeigt, dass das Gewicht insbesondere bei geringer Druckstempelkraft eine erhebliche Fehlerquelle darstellt. Bei den gemessenen Bruchlasten zwischen 25 kN und 30 kN, reduziert sich der Fehler jedoch auf weniger als 2% an dem unteren und weniger als 0.5% an dem oberen Krafteinleitungspunkt.

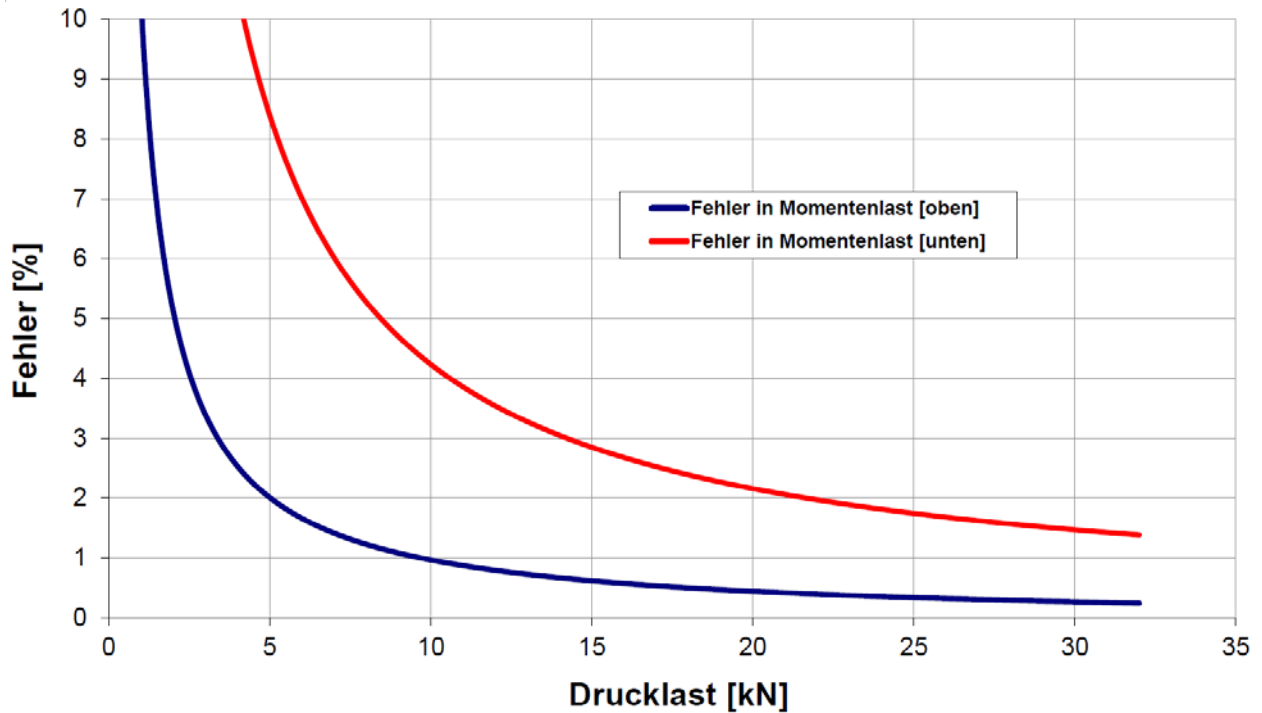


Abbildung B.3: Fehler in Momenteinleitung durch das Strukturgewicht in Abhängigkeit der Druckkraft bei konstantem A - Wert [ $A \sim 200 \text{ mm}$ ]

Neben dem Momenteintrag wird durch das Gewicht der Vorrichtung eine Normalkraftkomponente in das Testpaneel eingeleitet. Der Fehler lässt sich leicht über den Quotienten aus Gewichtskraft der oberen Einspannplatte [ca. 269 N] und der anliegenden Kraft ermitteln. In Abbildung B.4 ist der Fehler in der Normalkraft auf Grund der Vorrichtungsmasse dargestellt. Bei den erhaltenen Druckstempelkräften bei Versagenseintritt zwischen 25 kN und 30 kN stellt die Gewichtskraft auf die ermittelte Druckkraftkomponente nur eine geringe Fehlerquelle dar [ca. 1%],

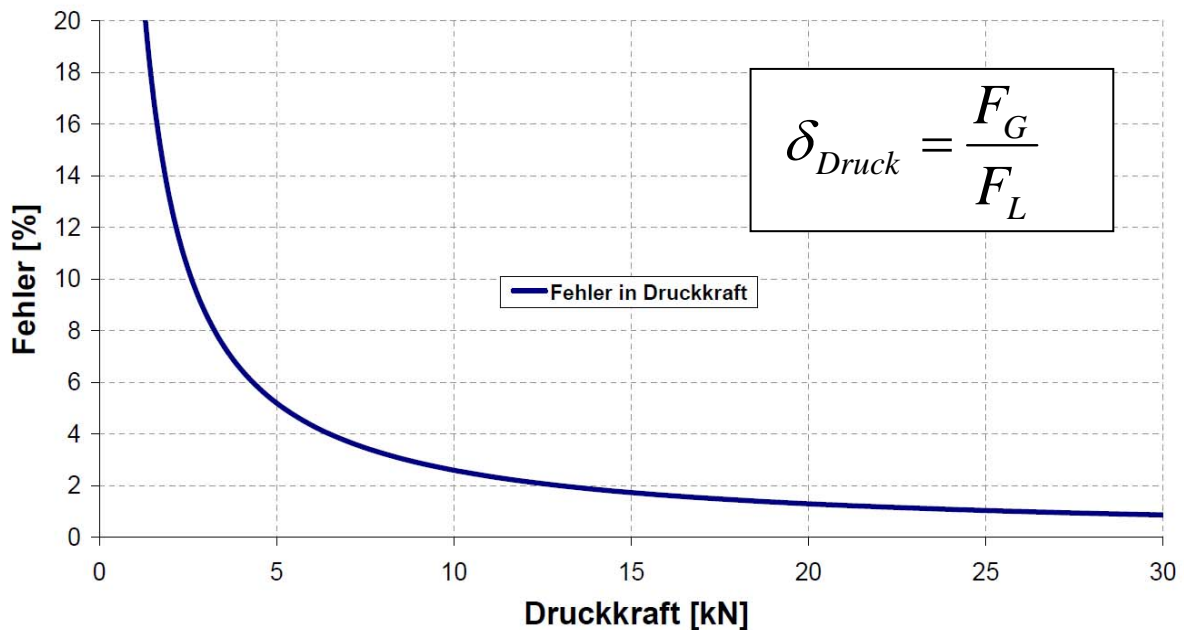


Abbildung B.4: Fehleranteil in der Normalkraftkomponente auf Grund der Gewichtskraft der Vorrichtung

### Messabweichung der verwendeten DMS zur Verformungsbestimmung

Die Verformungsbestimmung erfolgt in den Experimenten über an der Struktur angebrachte DMS. Obwohl DMS grundsätzlich eine hohe Messgenauigkeit besitzen, kommt es auf Grund von Umwelteinflüssen, Messgeräten, Messgegenstand und Ungenauigkeiten in der DMS-Anbindung zu einer Messungenauigkeit. Nach K. Hoffmann „erhöht sich die erreichbare Messgenauigkeit sehr schnell auf konventionelle Werte im Prozentbereich“ [3].

### Messfehler des Kraftsensors der Sonderprüfmaschine 1475TM

Die Durchführung der Druck-Biege-Experimente erfolgte in der Sonderprüfmaschine Zwick 1475TM. Wie jede Prüfmaschine besitzt die Sonderprüfmaschine Zwick 1475TM Messungenauigkeiten. In Abbildung B.5 ist der Messaufbau dargestellt, der zur Ermittlung der Messungenauigkeit verwendet wurde. Die Studien ergaben einen Korrekturfaktor für das Kraftsignal von

$$K = 0.9966$$



Damit erfüllt die Sonderprüfmaschine Zwick 1475TM die allgemeinen Genauigkeitsanforderungen nach ISO 7500.

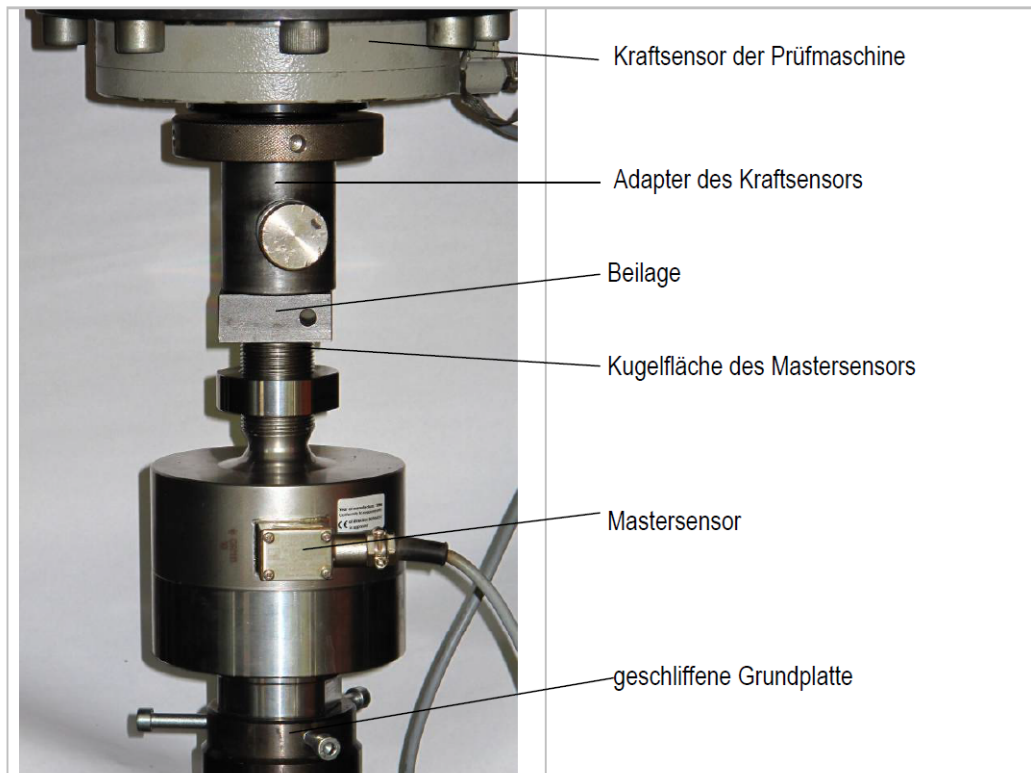


Abbildung B.5: Aufbau zur Ermittlung der Messgenauigkeit des verwendeten Kraftsensors der Sonderprüfmaschine 1475TM [86]

### Messung der Nachgiebigkeit der Sonderprüfmaschine 1475TM

Durch die Belastung des Prüfkörpers wird auch die Messvorrichtung elastisch deformiert. Die Nachgiebigkeit der Prüfmaschine begründet sich neben der elastischen Deformation des Prüfstands auch in dem Versatz innerhalb der Antriebselementen und Kraftmeseinheiten.

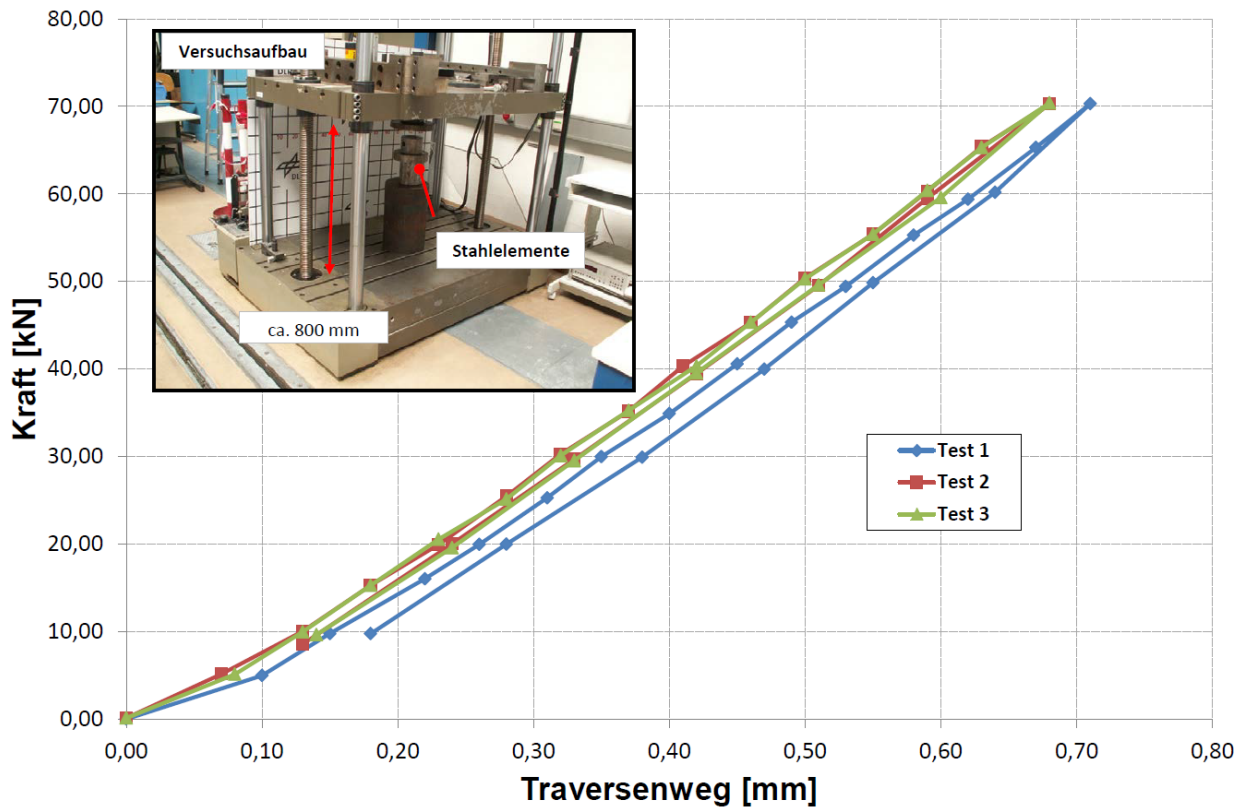


Abbildung B.6: Messung zur Ermittlung der Gerätesteifigkeit der Sonderprüfmaschine 1475TM [86]

Bei einer ermittelten Kraft-Weg-Kurve führt diese Nachgiebigkeit zu einem Fehler in dem gemessenen Verfahrweg des Druckstempels. Die Ermittlung des Fehlers erfolgt durch die Belastung eines annähernd starren Prüfkörpers. In Abbildung B.6. wird der Versuchsaufbau und die erhaltene Kraft-Verschiebungskurve der Sonderprüfmaschine 1475TM dargestellt. Bei den ermittelten Bruchniveaus von 24.7 kN bei 75.3 mm Verschiebung für das getriggerte - bzw. 29.6 kN bei 96.7 mm für das ungetriggerte Rumpfpaneel kann der Versatz auf Grund der Prüfmaschinen-Nachgiebigkeit zu 0.3 mm bzw. 0.34 mm bestimmt werden. Damit führt die Nachgiebigkeit der Prüfmaschine zu einem Fehler in der gemessenen Druckstempelverschiebung von 0.4% bzw. 0.35%. Die Nachgiebigkeit der Prüfmaschine wirkt sich auf Grund der erhaltenen Verfahrwege des Druckstempels in den durchgeführten Druck-Biege-Experimenten nur sehr geringfügig auf das Ergebnis aus.

## Numerische Ungenauigkeit der expliziten Simulation

Da die Stabilität der expliziten Simulation durch eine maximale Zeitschrittgröße begrenzt ist, wird die zu berechnende Zeitdauer limitiert. Diese Einschränkung macht die Simulation langer

Zeiträume, wie sie bei quasi-statischen Experimenten vorherrschen, nicht sinnvoll bzw. unmöglich. Auch wenn die Rechenleistung eine Berechnung des benötigten Zeithorizonts ermöglichen würde, müssten die Simulationsergebnisse allein auf Grund der immensen Anzahl berechnender Zeitschritte hinterfragt werden, da durch Fehlerfortpflanzung auch kleine Modellierungsungenauigkeiten bzw. Rundungsfehler signifikanten Einfluss auf die Rechenergebnisse haben könnten.

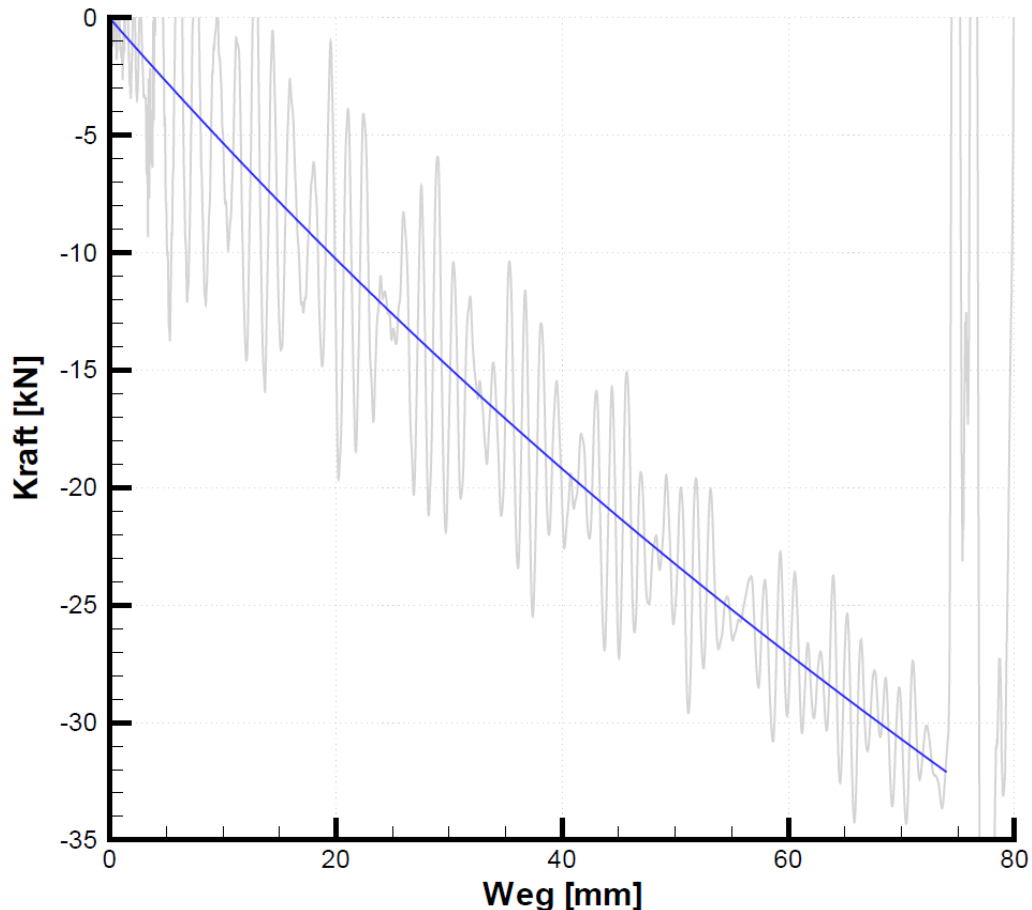


Abbildung B.7: Ungefilterter und geglätteter Kontaktkraft-Weg-Verlauf des Druckstempels zur Ermittlung der Versagenskraft mit Hilfe der expliziten Simulation [67]

Um dennoch mit der expliziten Simulation quasi-statische Experimente berechnen zu können, muss der Vorgang auf eine berechenbare Dauer beschleunigt werden. Es ergibt sich dabei die Problematik, dass auf Grund der dynamischen Kraftgleichgewichtsbeziehung hohe Trägheitskräfte an den Strukturen lasten, die während der realen Testdurchführung nicht existieren. Diese Fehlerquelle kann über Rampenfunktionen oder anfängliche kinematische Randbedingungen reduziert werden, komplett zu eliminieren ist dieser Fehler jedoch nicht.

Bei der expliziten Simulation der quasi-statischen Druck-Biege-Experimente kommt erschwerend hinzu, dass auf Grund des Vorrichtungsdesigns verhältnismäßig große Massen

beschleunigt werden müssen. Wie in Abbildung B.7 ersichtlich führt dies zu einem Schwingungsverhalten im Krafteintrag des Druckstempels um die Gleichgewichtslage. Zur Ermittlung der Druckstempellasten wurde die Gleichgewichtslage über ein Polynom dritten Grades angenähert und somit das Kraftniveau zum Zeitpunkt des Versagens ermittelt. Somit konnte der Fehler zur Ermittlung der Bruchlast signifikant reduziert werden.

In abgeschwächter Weise wird dieses Schwingungsverhalten auch in die Elementdehnung übertragen, was bei Anwendung eines Dehnungskriteriums, wie es z.B. bei den Deckschichten eingesetzt wird, zu einem verfrühten Einsetzen der Elementschädigung führen kann. Diese numerische Unsicherheit stellt eine schwierig quantifizierbare numerische Fehlerquelle dar.

## **Messungenauigkeiten in der Bestimmung der Decklagencharakteristik**

Zur Ermittlung der notwendigen Eingabeparameter für die Materialbeschreibung der impliziten und expliziten Simulation wurden experimentelle Charakterisierungsstudien für die Bestimmung der Deckschichteigenschaften durchgeführt. Die Deckschichten bestehen aus dem Luftfahrt zugelassenen Carbon/Epoxy Cytech HTS/977-2 Prepreg Material mit einer Dicke von 2 mm. Mit Hilfe klassischer Zug- und Drucktests wurde die Laminatsteifigkeit und -festigkeit in Umfangs- [Index 0/90] und Flugrichtung [Index 90/0], sowie auch die Querkontraktionszahl bestimmt. Der Laminataufbau [25/25/50] ist an die VeSCo-VI Laminatdefinition angelehnt, wobei die 0° Orientierung in Umfangsrichtung zeigt. Um die Zuverlässigkeit der Materialparameter zu erhöhen, erfolgte die Bestimmung der Parameter über die Mittelung von jeweils drei Testergebnissen.

## **Versagensbilder des Deckschichtlaminats unter Druck**

Die Bestimmung der Laminatcharakteristik auf Druck erfolgte gemäß der ASTM D6641 Norm. Die Druckeigenschaften wurden aus jeweils drei Tests ermittelt. In Abbildung B.8 ist das Versagensbild in Umfangs- und Flugrichtung exemplarisch für die Testreihe abgebildet. Das Versagensbild entspricht dem für CFK Laminat üblichen Sprödbbruch.

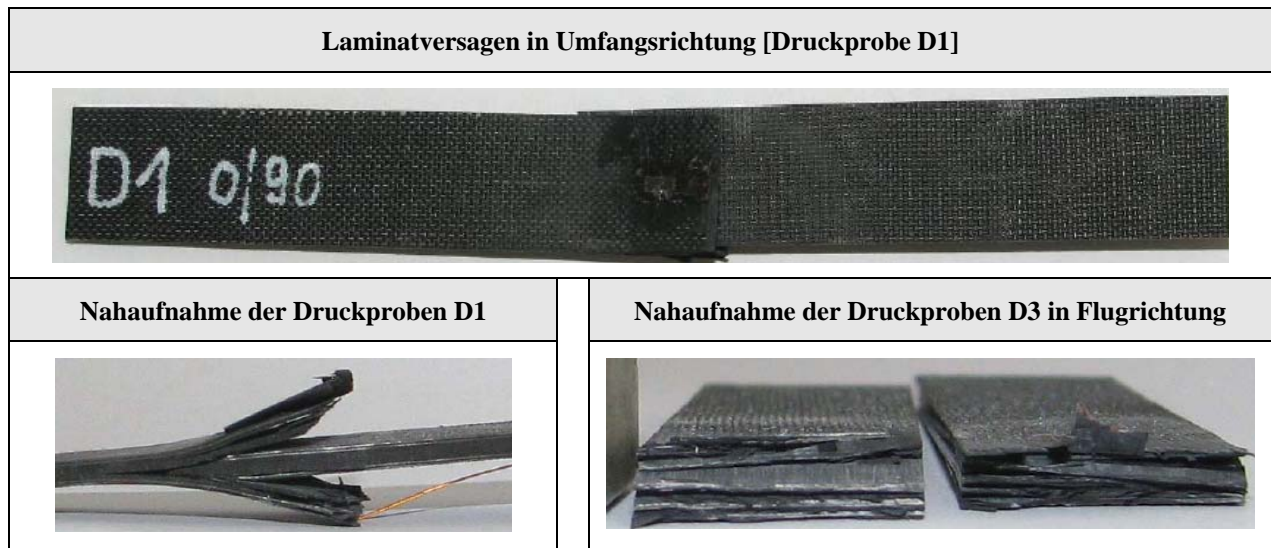


Abbildung B.8: Versagensbild der Druckproben D1 [0/90] und D3 [90/0]

### Spannungs-Dehnungscharakteristika auf Druck

Die Spannungs-Dehnungs-Charakteristika der Druckuntersuchung sind in Abbildung B.9 zusammengefasst. In den Ergebnissen der Druckuntersuchung macht sich der höhere UD-Anteil in Flugrichtung in einer erhöhten Laminatsteifigkeit bemerkbar. Auffallend ist die insbesondere in Umfangsrichtung ersichtliche Nichtlinearität des CFK - Laminats unter Druck. Aus den Messdaten wurde ein gemittelttes E-Modul auf Druck in Umfangsrichtung von 47 GPa und in Flugrichtung von 78.34 GPa bestimmt.

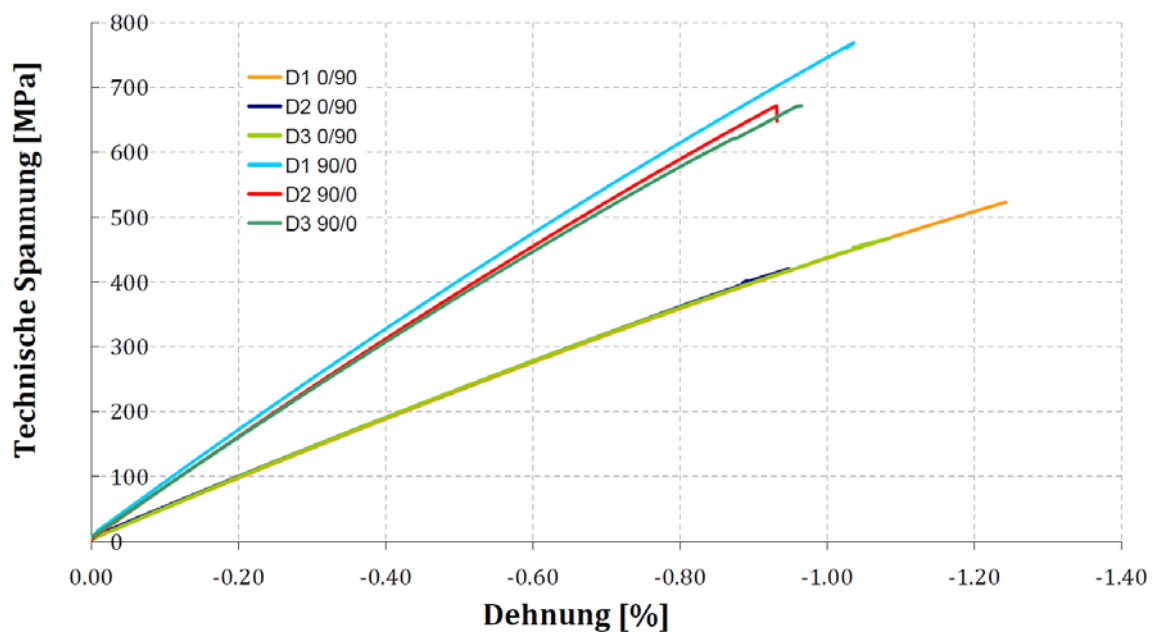


Abbildung B.9: Messergebnisse der Decklagencharakterisierung auf Druck (0/90 in Umfangsrichtung bzw. 90/0 in Flugrichtung)

### Versagensbild des Deckschichtlaminats unter Zug

Die Bestimmung der Laminatcharakteristik auf Zug erfolgte gemäß der DIN EN ISO 527-1 Norm. Die Ermittlung der Zugeigenschaften wurde aus jeweils drei Tests in Umfangs- und Flugrichtung abgeleitet. In Abbildung B.10 ist das Versagensbild in Umfangsrichtung exemplarisch an einer Probe für die Testreihe abgebildet. Das Versagensbild entspricht dem für CFK Laminat üblichen Sprödbbruch.

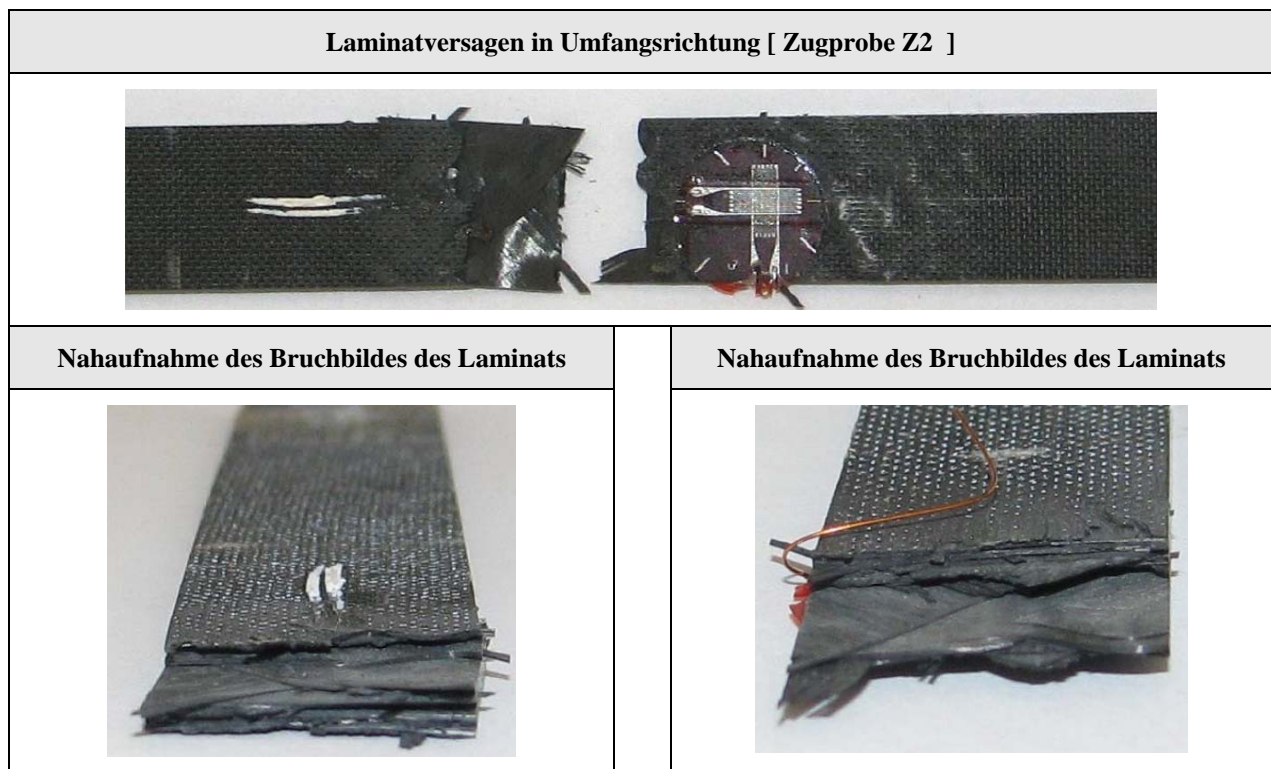


Abbildung B.10: Versagensbild der Zugprobe Z2 - 0/90

### Spannung-Dehnungscharakteristika auf Zug

Die Spannungs-Dehnungs-Charakteristika der Zuguntersuchung an dem Laminat sind in Abbildung B.11 zusammengefasst. In den Ergebnissen der Zuguntersuchung macht sich der höhere Anteil der Lagenorientierung in Flugrichtung in einer erhöhten Laminatsteifigkeit bemerkbar. Im Gegensatz zur Druckcharakteristik zeigt das Laminat auf Zug ein lineares Verformungsverhalten bis Bruch. Das Versagen auf Grund von Einspannungseffekten konnte nicht bei allen Proben unterdrückt werden, was sich in einem verfrühten Einsetzen des



Laminatversagens bemerkbar macht. Die für die impliziten Studien benötigten elastischen Eigenschaften können dennoch aus den Messdaten in großer Genauigkeit bestimmt werden. Aus den Messdaten wurde ein gemittelttes E-Modul auf Zug in Umfangsrichtung von 50.04 GPa und in Flugrichtung von 81.70 GPa bestimmt.

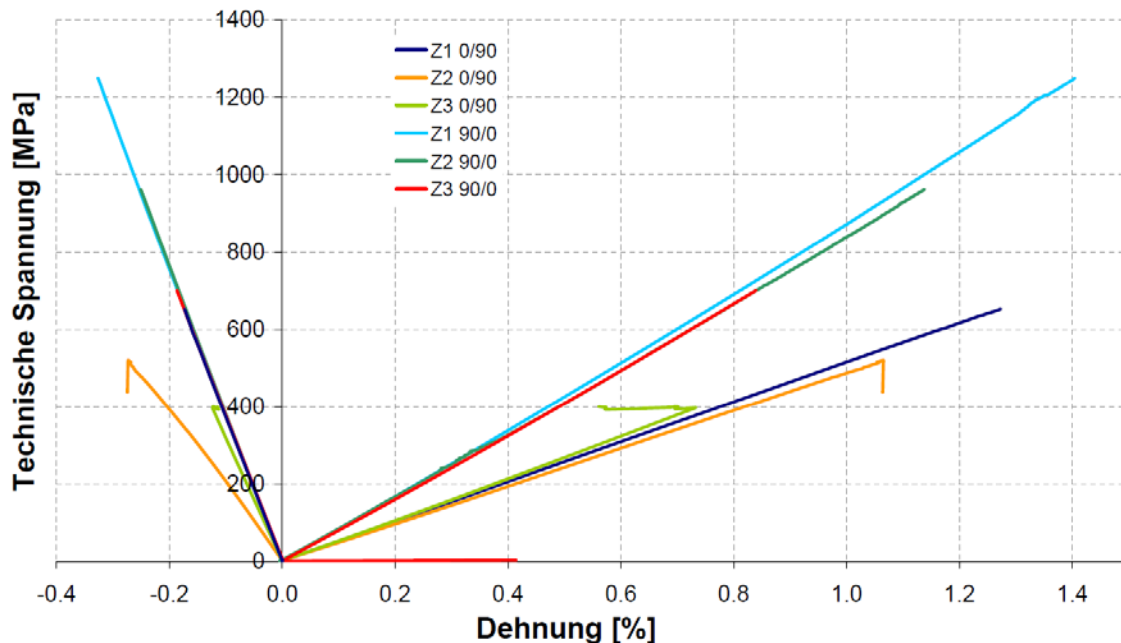


Abbildung B.11: Messergebnisse der Decklagencharakterisierung auf Zug (0/90 in Umfangsrichtung bzw. 90/0 in Flugrichtung)

### Abweichungen in der ermittelten Laminatfestigkeit

Eine für die Numerik kritische Ungenauigkeit könnte aus der Bestimmung der Laminatfestigkeit kommen. In den Experimenten weichen die ermittelten Laminatfestigkeiten teilweise signifikant voneinander ab. Es wurden Abweichungen bis über 25% erhalten. Da insbesondere innerhalb der expliziten Simulation für die Definition der Elementschädigung feste Versagenskriterien notwendig sind, stellt die Bestimmung der Laminatfestigkeit ein beträchtliches Fehlerpotential dar. Der Unterschied in den Messergebnissen wird in einem verfrühten Versagen auf Grund von Einspannungseffekten oder lokalen Vorschädigungen innerhalb des Materials vermutet.

Bezeichnung	Festigkeit [MPa]	Mittelwert [MPa]	Abweichung [%]	Bruchdehnung [%]	Mittelwert [%]
Z1 0°/90°	652,64	524,8	24,36	1,27	1,02
Z2 0°/90°	520,66		-0,79	1,07	
Z3 0°/90°	401,09		-23,57	0,73	
D1 0°/90°	523,34	470,63	11,20	-1,24	-1,09
D2 0°/90°	420,56		-10,64	-0,95	
D3 0°/90°	467,99		-0,56	-1,09	
Z1 90°/0°	1249,88	970,85	28,74	1,39	1,12
Z2 90°/0°	961,93		-0,92	1,14	
Z3 90°/0°	700,74		-27,82	0,84	
D1 90°/0°	769,67	704,81	9,20	-1,04	-0,98
D2 90°/0°	672,55		-4,58	-0,93	
D3 90°/0°	672,21		-4,63	-0,97	

### Abweichungen in der Laminatsteifigkeit

In der angehängten Tabelle ist die Laminatsteifigkeit für die komplette Testreihe zusammengefasst. Die ermittelte Laminatsteifigkeit variiert zwischen den Materialtests bis zu 5%. Die Abweichung in der für die Untersuchung primär interessanten Laminatsteifigkeit in Umfangsrichtung zeigt mit nur 2% in Zug und 2,8% in Druck nur eine verhältnismäßige geringfügige Abweichung.

Probenbezeichnung	E-Modul [GPa]	Mittelwert [GPa]	Streuung [GPa]	Abweichung [%]
Z1 0°/90°	50,56	50,04	2,36	4,7
Z2 0°/90°	47,46			
Z3 0°/90°	52,09			
D1 0°/90°	46,82	47	0,42	0,9
D2 0°/90°	46,7			
D3 0°/90°	47,48			
Z1 90°/0°	83,3	81,7	1,63	2,0
Z2 90°/0°	81,77			
Z3 90°/0°	80,04			
D1 90°/0°	80,67	78,34	2,16	2,8
D2 90°/0°	77,97			
D3 90°/0°	76,39			



## Abweichungen in der Ermittlung der Querkontraktion

Die Materialtests ergeben eine teilweise beträchtliche Abweichung in der Ermittlung der Querkontraktion. Die Querkontraktion für die Simulation wurde aus den Zugtests in Umfangsrichtung entnommen, in denen eine Abweichung von 5% innerhalb der durchgeführten Testreihe ermittelt wurde. Im Gegensatz zu anderen Lamineigenschaften dürfte diese Ungenauigkeit nur ein geringes Fehlerpotential für die Numerik darstellen.

Probenbezeichnung	Querkontraktionszahl	Mittelwert	Streuung	Abweichung [%]
Z1 0°/90°	0,13	0,18	0,05	27,7
Z2 0°/90°	0,23			
Z3 0°/90°	0,17			
Z1 90°/0°	0,22	0,21	0,01	4,7
Z2 90°/0°	0,22			
Z3 90°/0°	0,2			

## Appendix C:

### Messaufbau und Vorrichtungsdesign

Prüfmaschine	Zwick 1475 TM / 4-Säulenprüfmaschine
Genauigkeitsklasse	0,5
Messbereich	< 100 kN
Auflösung	< 1 N
Traversenweg	2000 mm
Auflösung	0,01 mm
Prüfgeschwindigkeit	5 mm/min
Aufzeichnung DMS-Daten	Vielstellenmessgerät UPM100

### DMS-Information:

Dehnmessungen	
Art	Längs-DMS
DMS-Widerstand	$119,8 \pm 0,5 \Omega$
$k_w$ -Faktor	$2,10 \pm 1\%$
Temperatur-Kompensation	$11 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$
Querempfindlichkeit	- 0,2%

### DMS-Position:

In Abbildung C.1 zeigt die Positionierung der DMS innerhalb der Druck-Biege-Experimente. DMS sind auf beiden Deckschichten an identischer Position angebracht. Während das Testpaneel bei dem Experiment mit Triggerung (A-Wert 200 und A-Wert 180) komplett mit DMS bestückt war, waren bei dem ungestörten Rumpfpaneel (Referenz) nur die Position 4 und Position 6 mit DMS ausgestattet.

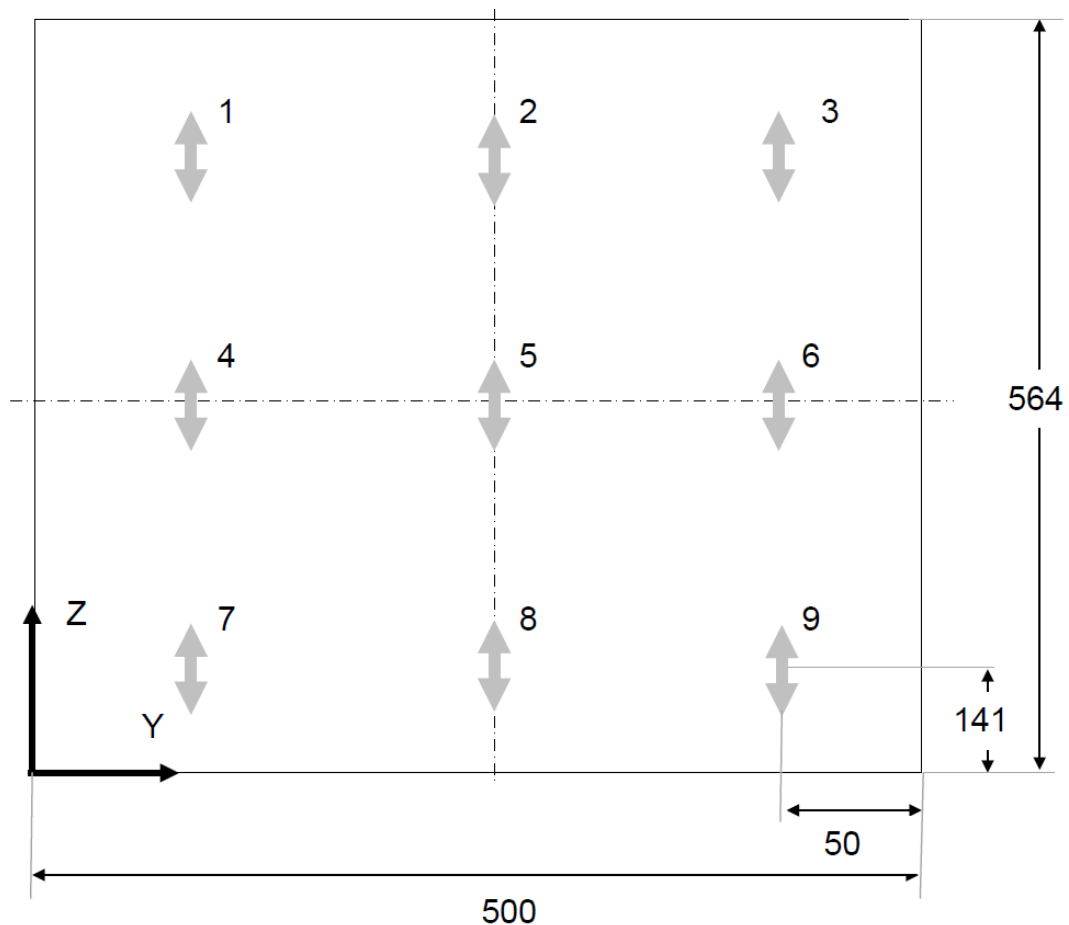


Abbildung C.1: DMS-Positionierung im Druck-Biege-Experiment (innere- und äußere Deckschicht)

### Aufbau der Druck-Biege-Vorrichtung:

Der Aufbau der Vorrichtung zur Untersuchung von Paneelkomponenten unter kombinierter Druck-Biegebelastung ist schematisch in Abbildung C.2 dargestellt. Bis auf die Hebelemente, die aus einem Vollmaterial gefräst werden müssen, handelt es sich bei den weiteren Komponenten um leicht angepasste Normteile.

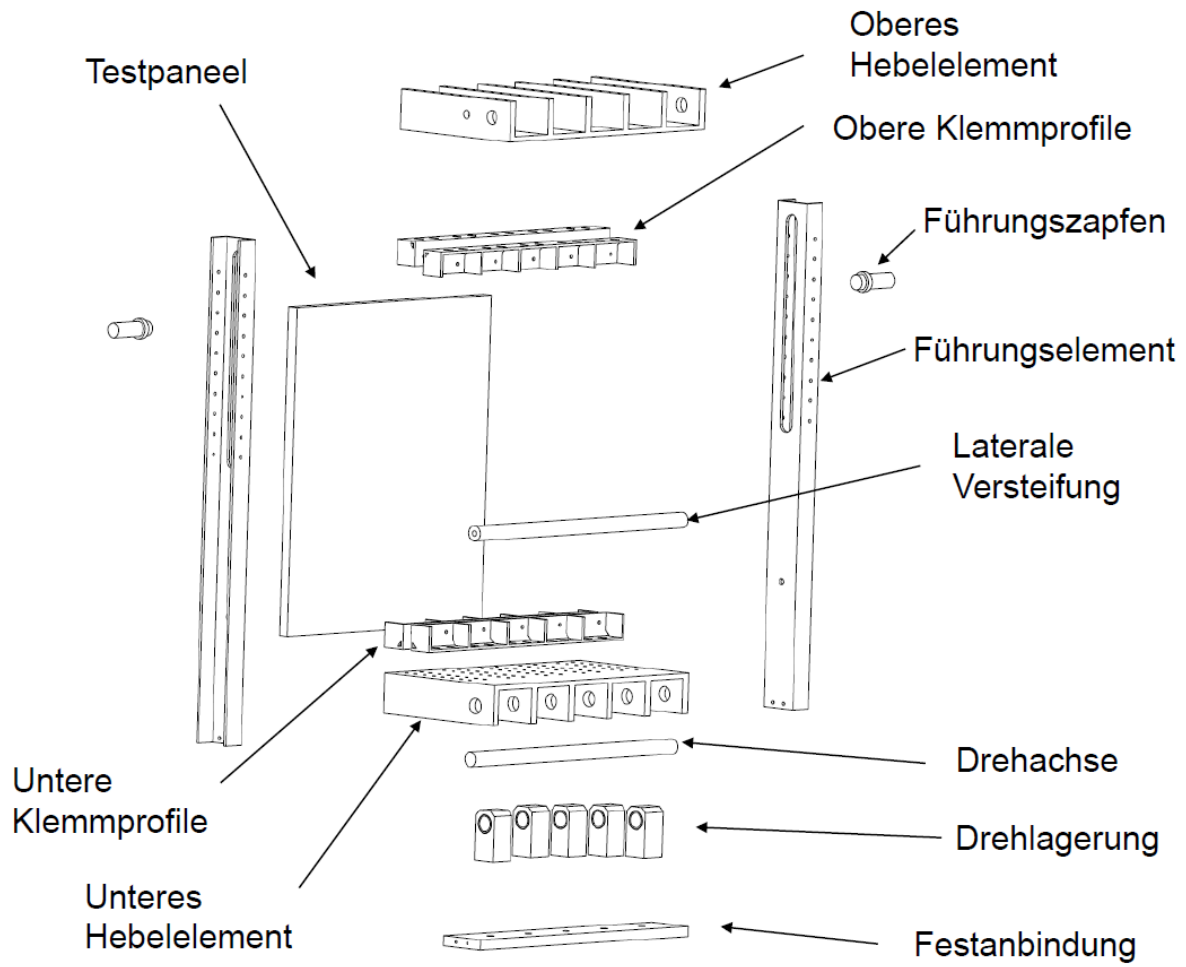


Abbildung C.2: Schematische Zusammenbauzeichnung der Druck-Biegevorrichtung

## Appendix D:

### Berechnungsinformationen

#### Explizite Simulation Druck-Biege-Experimente:

Solver	PAM-CRASH 2006.0.2
Cluster-CPU's	Linux - Intel(R) Xeon(R) CPU E5540 @ 2.53GH
Zeitschritt	0.3224E-03 ms
Knotenanzahl	764 000
Elementanzahl	707 000
Materialmodell Deckschichten	MAT 131 / PLY 1 (Global Ply)
Netzgröße Deckschichten	5 mm
Materialmodell Faltkern	MAT 131 / PLY 0 (Bi-Phase/degeneriert)
Netzgröße Faltkern	2 mm
Materialmodell Kern (homogenisiert)	MAT 42
Netzgröße Kern (homogenisiert)	7 mm

#### Implizite Simulation Druck-Biege-Experimente:

Solver	ANSYS V.12.1
Cluster-CPU's	Linux - Intel(R) Xeon(R) CPU E5540 @ 2.53GH
Elementanzahl	40 000 (Halbmodell)
Materialmodell Deckschicht	SOLID 185 (orthotrop)
Materialmodell Kern (homogen)	SOLID 185 (orthotrop)
Netzgröße Faltkern (homogen.)	7 mm

## Literaturverzeichnis

- [1] EASA CS – Part 25, *Emergency Landing paragraphs related: § 25.561, § 25.562, §25.563, § 25.963, § 25.965 and § 25.721*
- [2] FAA (1987), *Summary Report: Full Scale Transport Controlled Impact Demonstration Program*, DOT/FAA/CT-87/10
- [3] Hoffmann, K (1987), *Eine Einführung in die Technik des Messens mit Dehnungsmeßstreifen*, Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH, ASIN: B001ALAP1W 1987
- [4] Benítez Montañés, L., Climent H., Rueda, F. und Ibañez, P. (2008), *New Approach for Crashworthiness of Aircraft Wheels Up Landing*, IKUS6 Konferenz
- [5] Boeing (2010), *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations" Aviation Safety Boeing Commercial Airplanes*, <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf>
- [6] Lützenburger, M. (1995), *Simulation of the A320 Section Drop Test Using the Hyprid code KRASH, Crashworthiness for Commercial Aircraft*, Projektbericht DLR-IB 435-95/24
- [7] Lützenburger M. (2003), *CRAHVI: Simulation results of the A321 DRI-KRASH model including cabin load data base*, Projektbericht DLR-IB 435-2003/20
- [8] Lützenburger M. (2003), *CRAHVI: Simulation results of the A321 DRI-KRASH model due to slope impact including cabin load data base*, Projektbericht DLR-IB 435-2003/28

[9] Allen, H.G. und B. G. Neal (1969), *Analysis and Design of Structural Sandwich Panels*, Pergamon Press, ISBN: 978-0-08-012870-2

[10] Lützenburger, M. (2007), *Studies about the Utilisation of the Aircraft Cargo Compartment as Additional Passenger Cabin by Use of Numerical Crash Simulation*, Fifth Triennial Fire and Cabin Safety Research Conference

[11] Kohlgrüber, D. (1998), *Final Material Data of Carbon and Aramid Fabric materials*, Projektbericht DLR-IB 435-98/23

[12] Fasanella, E. L., Jackson, K. E., Lyle, K. H., Sparks C. E. und Sareen, A. K. (2004), *Multi-Terrain Impact Testing and Simulation of a Composite Energy Absorbing Fuselage Section*, American Helicopter Society 60th Annual Forum, Baltimore

[13] Federal Register /Vol. 72, No. 186 (2007), *Special Conditions: Boeing Model 787–8 Airplane; Crashworthiness*, <http://gpo.gov/fdsys/pkg/FR-2007-09-26/pdf/E7-18942.pdf>

[14] Sturm, R. und Kehrle, R. (2010), *Crashworthiness aspects of CFRP airframe panels in fold core design*, JEC Konferenz, Paris

[15] EADS (2004), *The research requirements of the transport sectors to facilitate an increased usage of composite materials, Part I: The Composite Material Research Requirements of the Aerospace Industry*, [http://www.netcomposites.com/images/CompositeN\\_Aerospace.pdf](http://www.netcomposites.com/images/CompositeN_Aerospace.pdf)

[16] Waimer, M., Kohlgrüber, D., Hachenberg, D. und Voggenreiter H. (2010), *The Kinematics Model-A Numerical Method for the Development of a Crashworthy Composite Fuselage Design of Transport Aircraft*, 6<sup>th</sup> FAA Cabin and Safety Conference

- 
- [17] Pérez, J. G. (1999), *Energy Absorption and Progressive Failure Response of Composite Fuselage Frames*, Master thesis, Virginia Polytechnic Institute
- [18] Reiß R. (2010), *Untersuchung hybrider Biegeträger zur Verbesserung des Crashverhaltens von Transportflugzeugen*, Projektbericht DLR-IB 435-2010/08
- [19] Kohlgrüber D. und Kamoulakos (1998), A., *Validation of Numerical Simulation of Composite Helicopter Sub-floor Structures under Crash Loading*, 54th American Helicopter Society Annual Forum, Washington D.C.
- [20] Michaeli und Wegener (1989), *Einführung in die Technologie der Faserverbundwerkstoffe*, Hanser, ISBN 3-446-15786-7
- [21] Hachenberg, D. und Mudra C. (2003), *Folded structures - an alternative core material for future sandwich concepts*, DGLR Konferenz
- [22] Kupke, M. (2002), *CFK-Rumpf-Ergebnisse aus Bauweisenkonzeption und Wissenserwerb*, DGLR Konferenz
- [23] Körber H., (2005), *Doppelschalen- Konzepte unter Impactbelastung*, Projektbericht DLR-IB 435-2005/9
- [24] Lützenburger, M. (2007), *Untersuchungen zur Nutzung des Frachtraumes als Passagierkabine mit Hilfe der numerischen Crashsimulation*, Projektbericht DLR-IB 435-2007/3



- 
- [25] Lindenau O. und Rung T. (2008), *Review of Transport Aircraft Ditching Accidents*, IKUS6, Konferenzbeitrag
- [26] Hoff N.J., und Mautner S.E. (1945), *Buckling of Sandwich Type Panels*, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 12, No 3, 285-297
- [27] Toso, N. (2009), *Contribution to the Modelling and Simulation of Aircraft Structure Impacting on Water*, Dissertation, Universität Stuttgart, URN: nbn:de:bsz:93-opus-48172
- [28] National Transportation Safety Board (2001), *Survivability of Accidents Involving, Part 121 U.S. Air Carrier Operations, 1983 Through 2000*, Washington, D.C.
- [29] Hashemi, R. (1994), *Sub-Component Dynamic Tests on an Airbus A320 Rear Fuselage*, Cranfield Impact Centre, Final Testreport
- [30] Kumakura, I., Minegishi, M., Iwasaki, K., Shoji, H. et al. (2002), *Vertical Drop Test of a Transport Fuselage Section*, SAE Technical Paper 2002-01-2997, doi:10.4271/2002-01-2997
- [31] Page F. (1995), *A A320 Fuselage Section Vertical Drop Test; Part 2: Test Results*, Centre D'Essais Aeronautique de Toulouse, Test Report S95 5776/2
- [32] Jackson, K. E., Boitnott, R. L., Fasanella, E. L., Jones, L. E. und Lyle, K. H. (2004), *A History of Full-Scale Aircraft and Rotorcraft Crash Testing and Simulation at NASA Langley Research Center*, NASA Langley Research Center
- [33] Fasanella, E. und Alfaro-Bou, E. (1986), *Vertical Drop Test of a Transport Fuselage Section located Aft of the Wing*, NASA Technical Memorandum TM 89025

[34] Abramowitz, A., Smith, T. und Vu, T. (2000), *Vertical Drop Test of a Narrow-Body Transport Fuselage Section With a Conformable Auxiliary Fuel Tank Onboard*, FAA document DOT/FAA/AR-00/56

[35] Abramowitz, A., Smith, T. G., Vu, T., Zvanya, J. R. (2002), *Vertical Drop Test of a Narrow-Body Transport Fuselage Section with Overhead Stowage Bins*, FAA document DOT/FAA/AR-01/100

[36] Sturm, R. und Lützenburger, M. (2010), *TeKoS - Interaktion CFK-Rumpf / Kabinenstruktur unter Crash*, Projektbericht DLR-IB 435 – 2011

[37] Boeing Company (2008), *Energy Absorbing Structure for Aircraft*, UK Patent Application, GB 2 444 645 A

[38] Airbus Deutschland GmbH (2009), *Strukturbauteil mit Spant- und Querträgererelement*, Offenlegungsschrift, DE 10 2007 030 026 A1 2009.01.02

[39] Sturm, R. und Kohlgrüber, D. (2006), *ADO Plateau Contribution D7 General Crash Concepts*, Projektbericht DLR-IB 435 - 2006/38

[40] Zenkert, D. (1995), *An Introduction to Sandwich Construction*, Engineering Materials Advisory Services, ISBN 0 947817 77 8

[41] Waimer, M. (2005), *Experimentelle Untersuchung eines Doppelschalenkonzeptes mit Faltwabenkernen unter Hochgeschwindigkeits-Impact-Belastung*, Projektbericht DLR-IB 435-2005/24

[42] Sturm, R. (2005), *Impactsimulation auf Rumpfschalen mit gefalteter Kernstruktur*, Projektbericht DLR-IB 435-2005/22

[43] Kilchert, S., *Nonlinear finite element modelling of degradation and failure in folded core composite sandwich structures*, Dissertation, Universität Stuttgart, Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie, ISSN 1434 - 8454

[44] Niu, M. (2008), *Composite Airframe Structures*, Fifth edition, ISBN 972 7128 06 6

[45] DIN 53134 - 2005 - 4 (2005), *Prüfung von Papier und Pappe - Bestimmung des Ringstauchwiderstandes*

[46] DIN EN ISO 1924-2 (2008), *Paper and board – determination of tensile properties, part 2: Constant rate of elongation method*,

[47] Heimbs, S. (2008), *Sandwichstrukturen mit Wabenkern: Experimentelle und numerische Analyse des Schädigungsverhaltens unter statischer und kurzzeitdynamischer Belastung*, Dissertation, Technische Universität Kaiserslautern, ISBN 3934930735

[48] Aktay, L., Johnson, A. F. und Holzapfel, M. (2005), *Prediction of impact damage on sandwich composite panels*, Computational Materials Science, 32(3-4):252–260

[49] Aktay, L., Johnson, A. F. und Kröplin, B. (2007), *Numerical modelling of honeycomb core crush behaviour*, Engineering Fracture Mechanics 75

- 
- [50] Johnson, A. F. und Pentecôte, N. (2007), *Modelling Impact Damage in Double-Walled Composite Structure*, VIII International Conference on Computational Plasticity
- [51] Nguyen, M.Q., Jacombs, S.S., Thomson, R.S., Hachenberg, D. und Scott, M.L. (2005), *Simulation of impact on sandwich structures*, Journal of Composite Structures , Volume 67, Issue 2, Pages 217–227
- [52] Heimbs, S., Middendorf P. und Maier M. (2006), *Honeycomb Sandwich Material Modelling for Dynamic and Simulations of Aircraft Interior Components*, 9<sup>th</sup> International LS-DYNA Users Conference
- [53] ESI Group, (2009), *PAM-CRASH 2009 Solver Notes Manual*
- [54] ESI Group (2000,) *PAM-CRASH 2009 Theory notes*,
- [55] ESI Group (2009), *PAM-CRASH 2009 Reference Manual*
- [56] Bitzer, T. (1997), *Honeycomb Technology: Materials, Design, Manufacturing, Applications and Testing*, Chapman & Hall, ISBN 0 412 54050 9
- [57] Sturm, R., Kindervater, Ch., Kehrle, R. und Klett Y. (2012), *Kerntriggerung durch gezielte lokale Faltkernmodifikation*, Patentanmeldung 10 2009 047 040, Deutschland, Juni 2012

[58] Waimer, M. (2013), *Development of a Kinematics Model for the Assessment of Global Crash Scenarios of a Composite Transport Aircraft Fuselage*, Dissertation, Universität Stuttgart, ISSN: 1434-8454

[59] Johnson, A. et al. (2008), *CELPACT Deliverable D11-1 / Specification*, Projektbericht DLR-IB 435-2008/41

[60] DIN EN ISO 527-1 (1996), *Europäische Norm für Kunststoffe zur Bestimmung der Zugeigenschaften*

[61] ASTM D6641 (2009), *Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture*

[62] Hertel, H. (1980), *Leichtbau, Bauelemente Bemessungen und Konstruktion von Flugzeugen und anderen Leichtbauwerken*, Springer Verlag, ISBN 3-540-09765

[63] Funke, H. (2001), *Systematische Entwicklung von Ultra-Leichtbaukonstruktionen in Faserverbund-Wabensandwichbauweise am Beispiel eines Kleinflugzeuges*, Dissertation, Universität Paderborn, ISBN 3-00-008670-6

[64] Fischer, S. (2012), *Numerische Simulation der mechanischen Eigenschaften von Faltkern- Sandwichstrukturen*, Dissertation, Universität Stuttgart, ISBN 978344012583

[65] Kärger, L. (2007), *Effiziente Simulation von Schlagschädigung in Faserverbund-Sandwich-strukturen*, Dissertation, Technische Universität Braunschweig

[66] Schatrow, P. und Sturm R. (2011), *Modellierungsansätze zur Bestimmung von Kernlasten in doppelschaligen Rumpfstrukturen unter crashrelevanter Druck-Biegebelastung*, Diplomarbeit

[67] Prange, N. und Sturm, R. (2011) *Explizite Modellierung der Gelenkbildung in doppelschaligen Sandwichstrukturen unter crashrelevanten Druck - Biegebelastungen*, Studienarbeit

[68] Bathe, K-J. (2002), *Finite-Element-Methoden*, Springer Verlag, ISBN 3-540-66806-3

[69] Wriggers, P. (2001), *Nichtlineare Finite-Element-Methoden*, Springer Verlag, ISBN 3-540-67747-X

[70] Schaub, Ch. und Sturm, R. (2013), *Gelenkbildung in doppelschaligen Sandwichstrukturen unter crashrelevanter Druck-Biege-Belastung*, Diplomarbeit

[71] Petras A. und Sutcliffe M.P.F. (2000), *Indentation failure analysis of sandwich beams*, Department of Engineering, Journal of Composite Structures 50 (2000) 311-318

[72] Besant T., Davies, G.A.O und Hitchings, D. (2001), *Finite element modeling of low velocity impact of composite sandwich panels*, Composite Part A, Volume 32, Issue 9, 1189-1196

[73] Kintscher, M., Kärger, L, Wetzel, A. und Hartung D. (2007), *Stiffness and failure behavior of folded sandwich cores under combined transverse shear and compression*, Composite Part A, Volume 38, Issue 5, 1288–1295

- 
- [74] Benderly D. und Putter, S. (2004), *Characterization of the shear/compression failure envelope of Rohacell foam*, Polymer Testing, Volume 23, Issue 1, 51–57
- [75] Li, Q.M., Mines, R.A.W und Birch, R.S. (2000), *The crush behaviour of Rohacell-51WF structural foam*, International Journal of Solids and Structures, Volume 37, Issue 43, 6321–6341
- [76] Middendorf, P. und Heimbs, S. (2007), *Technologische Integration ganzheitlicher Rumpffunktionen in Strukturelemente „TIGRIS“, Abschlussbericht Vorbundvorhaben CORUBA*
- [77] Heimbs, S., Strobl F. und Middendorf P. (2011), *Integration of a Composite Crash Absorber in Aircraft Fuselage Vertical Struts*, International Journal of Vehicle Structures & Systems, Vol. 3, No. 2
- [78] Centre D’Essais Aeronautique de Toulouse (1997), *Presentation of the Airliner sub-passenger floor structure drop test*, CRASURV Deliverable D.4.3.3, Projektbericht
- [79] Centre D’Essais Aeronautique de Toulouse (1997), *Results of the Airliner sub-passenger floor structure drop test*, CRASURV Deliverable D.4.3.4, Projektbericht
- [80] Centre D’Essais Aeronautique de Toulouse (1998), *Presentation of the commuter sub-passenger floor structure drop test*, CRASURV Deliverable D.4.3.1, Projektbericht
- [81] Centre D’Essais Aeronautique de Toulouse (1999), *Results of the commuter sub-passenger floor structure drop test*, CRASURV Deliverable D.4.3.2, Projektbericht

[82] Kohlgrüber D. (2003), *Validation of a Fabric Model for Crash Simulations of Composite Structures*, SAMPE EUROPE

[83] Lützenburger M. (1995), *Simulation of the A320 Section Drop Test Using the Hybrid Code Krash*, Projektbericht 435-95/24,

[84] Eiband A. M. (1956), *Human Tolerance to Rapidly Applied Accelerations: A Summary of the Literature*, NASA Memorandum 5-19-59E

[85] Kohlgrüber D. (2008), *SECTMESH - V5, Description of a Tool to Automatically Generate Finite Element Meshes of Transport Aircraft Sections*, Projektbericht DLR-IB 435-2008/18

[86] Kraft, H. (2012), *Überprüfung des Kraftsensors der Sonderprüfmaschine 1475TM in der großen Prüfhalle*, DLR-Prüfreport

[87] Sturm, R., Klett, Y., Kindervater, Ch. und Voggenreiter, H. (2014), *Failure of CFRP airframe sandwich panels under crash-relevant loading Conditions*, Journal of Composite Structures, Volume 112, Pages 11–21